

Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Inerciální systémy pro UAV

Inertial Systems for UAVs

Student: Bc. Jakub Jaroš

Vedoucí diplomové práce: Ing. František Martinec, CSc.

Ostrava 2013

Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Jakub Jaroš**
Studijní program: **N2301 Strojní inženýrství**
Studijní obor: **2301T003 Dopravní technika a technologie**
Specializace: **40 Letecká doprava**
Téma: **Inerciální systémy pro UAV
Inertial Systems for UAVs**

Zásady pro vypracování:

1. Analýza inerciálních navigačních systémů pro UAV
2. Výběr inerciálního navigačního systému pro malá UAV
3. Návrh a částečná realizace inerciálního navigačního systému pro malá UAV

Cíl DP: Vypracování analýzy, výběr vhodných INS pro použití na UAS s částečnou realizací INS.

Seznam doporučené odborné literatury:

Vosecký, S a kol.: Základy leteckých navigačních zařízení. Brno: VVAZ Brno. 1988

Duda T.: Letecké přístroje II. Brno: VAAZ Brno. 1968.

<http://www.rada.com/solutions/R200M.html>https://courses.cit.cornell.edu/eceprojectsland/STUDENTPROJ/2007to2008/pae26_jsc59/final.pdf

http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_navigation_system

<http://www.watson-gyro.com/products/products.html?gclid=CK7miP39hLMCFYON3god4gYAwa>

Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. František Martinec, CSc.**

Datum zadání: 14.12.2012

Datum odevzdání: 20.05.2013



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry

doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou práci, včetně příloh, vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě dne 20. 5. 2013



.....
Bc. Jakub Jaroš

Prohlašuji, že:

- Jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- Beru na vědomí, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou práci užít (§ 35 odst. 3).
- Souhlasím s tím, že diplomová práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- Bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- Bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití, mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- Beru na vědomí, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě dne 20. 5. 2013



.....
Podpis

Jméno a příjmení autora práce:

Bc. Jakub Jaroš

Adresa trvalého pobytu autora práce:

Radotínská 961/11, Bílovec, 743 01

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu mé diplomové práce a mé milované přítelkyni za cenné rady a připomínky. Rovněž pak společností Advanced Navigation a Yost Engineering za ochotu při vzájemné spolupráci během výběru vhodného senzoru.

ANOTACE DIPLOMOVÉ PRÁCE

JAROŠ, J. *Inerciální systémy pro UAV*: diplomová práce. Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2013, 57 s. Vedoucí práce: Martinec, F.

Diplomová práce se zabývá problematikou implementace nezávislého navigačního systému do bezpilotního letounu. V úvodu jsou analyzovány jednotlivé možnosti realizace. V následující části je vybrána konkrétní jednotka pro finální realizaci a je navrženo celkové fyzické řešení systému. V závěru práce je předložena myšlenka na vytvoření systému autonomního řízení letu.

Klíčová slova

Inerciální navigační systém, bezpilotní letoun, MEMS, regulace, autopilot

ANNOTATION OF MASTER THESIS

JAROŠ, J. *Inertial Systems for UAVs*: Master Thesis. Ostrava: VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport, 2013, 57 p. Thesis head: Martinec, F.

Master thesis is dealing with issues connected with implementation of the inertial navigation system into an unmanned aerial vehicle. There are analyzed the individual possible solutions in the introduction. Following is chosen a specific device suitable for final realization and the final physical solution is proposed. Last but not least, there is also submitted the idea of assembling the autonomous system of flight control.

Keywords

Inertial navigation system, unmanned aerial vehicle, MEMS, regulation, autopilot

Obsah

0 Cíle práce	9
1 Úvod	10
2 Analýza použitelnosti INS v bezpilotních letounech	12
2.1 Princip funkce INS	13
2.1.1 Gyroskop	14
2.1.2 Akcelerometr	16
3 Návrh řešení inerciálního systému na palubě	17
4 Návrh algoritmu pro aktualizaci polohy	24
5 Současná dostupná technologie.....	29
6 Výběr a posouzení vhodného senzoru.....	38
7 Inerciální navigační systém s podporou GPS	40
7.1 Technické specifikace.....	41
7.2 Komunikace s jednotkou.....	42
7.3 Zapojení jednotky v letadle	43
8 Realizace systému	45
9 Autopilot	48
9.1 Princip algoritmu	56
10 Zhodnocení vybraného produktu	59
11 Zhodnocení cílů.....	60
12 Závěr	61
13 Seznam použitých zdrojů.....	62

Seznam použitých zkratk

A/D	Analog/Digital Converter	Analogovo/číslicový převodník
AHRS	Attitude & Heading Reference System	Jednotka počítající polohu letounu
ANPP	Advanced Navigation Packet Protocol	Komunikační protokol AN
ARW	Angular Random Walk	Náhodná úhlová chyba
BS	Bias Stability	Stabilita bias
COMPASS		Čínský navigační satelitní systém
CRC	Cyclic Redundancy Check	Cyklická kontrola redundance
D/A	Digital/Analog Converter	Číslicovo/analogový převodník
DME	Distance Measuring Equipment	Zařízení pro měření vzdálenosti
DMX	Demultiplexer	Rozdělovač signálu
ECEF	Earth Centered – Earth Fixed	Koordinační systém Země
EEPROM	Electrically Erasable Programmable ROM	Elektricky programovatelná ROM
EGNOS	European Geo-Navigation Overlay Service	Satelitní podpora GNSS v Evropě
GALILEO		Evropský navigační satelitní systém
GLONASS		Ruský navigační satelitní systém
GNSS	Global Navigation Satellite System	Globální navigační satelitní systém
GPS	Global Positioning System	Globální poziční systém
I ² C	Inter-Integrated Circuit	Multimasterová sériová sběrnice
ICSP	In-Circuit Serial Programming	Přímé programování procesorů
IMU	Inertial Measurement Unit	Inerciální měřicí jednotka
INS	Inertial Navigation System	Inerciální navigační systém
LRC	Longitudinal Redundancy Check	Podélná kontrola redundance
MEMS	Micro-ElectroMechanical System	Mikroelektromechanický systém
MPX	Multiplexer	Slučovač signálů
NDB	Non-Directional Beacon	Nesměrový radiomaják
PWM	Pulse-Width Modulation	Pulsně šířková modulace
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring	Systém sledování integrity družic
RNP	Required Navigation Performance	Požadovaná navigační přesnost
ROM	Read-Only Memory	Paměť určená ke čtení
RTK FOG	Real-Time Kinematic Fiber Optic Gyro INS	Optická inerce s družicovou korekcí
SBAS	Satellite-Based Augmentation System	Satelitní podpora GNSS obecně
SCL	Serial CLock	Hodinový signál směrnice I ² C
SDA	Serial Data	Datový signál směrnice I ² C
UAS	Unmanned Aerial System	Bezpilotní systém
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	Bezpilotní letoun
VHF	Very High Frequency	Velmi krátké vlny
VOR	VHF Omnidirectional Radio Range	VHF všesměrový maják
VRW	Velocity Random Walk	Náhodná rychlostní chyba

0 Cíle práce

V této diplomové práci se hodlám zabývat především průzkumem použitelnosti inerciálního navigačního systému při provozu bezpilotního letounu a do jisté míry tím prakticky navázat na svou bakalářskou práci, která se věnovala inerciálním systémům z teoretického hlediska.

Mezi hlavní cíle patří objasnění zda, a za jakých podmínek, lze tento systém využít v malých bezpilotních letounech, prozkoumat dostupné technologie a bude-li to možné, tak vybrat konkrétní zařízení, potřebné pro konečnou kompletaci INS na UAV. Stěžejní částí diplomové práce bude navrhnutí blokového zapojení celého systému a konečně tvorba výpočtového algoritmu, který by umožnil navigaci letadla pro naše potřeby.

1 Úvod

Přestože **bezpilotní letouny** (UAV – Unmanned Aerial Vehicle, nebo též UAS – Unmanned Aerial System) jsou již poměrně dlouho vyvíjené a používané, patří bezpochyby mezi moderní létající prostředky. V dnešní době se používají především k armádním účelům, přestože to žádný stát otevřeně nepřizná, ale jejich využití je velice široké, ať už při pátrání a záchraně, v zemědělství, zdravotnictví a podobně. Hlavní výhodou bezpilotního letounu je samozřejmě absence jakékoliv osoby, která by musela letoun v průběhu letu obsluhovat. Existuje sice celá řada dálkově ovládaných letounů, nicméně tato skupina zde nemá až tak velký význam z hlediska potřeby navigace. Připouští se zde pomoc určitého koordinátora letounu, který na základě údajů získaných z vícero bezpilotních letounů, tyto letouny dokáže usměrňovat, případně je směřovat do jiných, jím zvolených poloh a podobně. Není tedy nutné, aby letoun vykonal předem kompletně definovanou trasu, i když je to praktické z hlediska provozu. Současná legislativa umožňuje takovýto provoz, bohužel, pouze na přímou viditelnost, s přímou možností zásahu pilota do letounu, což se ovšem brzy určité změni, jelikož je ze strany veřejnosti vyvíjen poměrně velký tlak, a to hned ze dvou důvodů. Zaprvé existuje řada činností, které se dnes provádí pilotovanými prostředky, a přitom jsou poměrně nebezpečné, například kontroly potrubních vedení na různá poškození, či úniky a podobně. Zde se otevírají široké možnosti z hlediska aplikace bezpilotních letounů. Druhou a pravděpodobně ještě silnější motivací k urychlení legislativního procesu je současná neobsazenost trhu v této oblasti, z čehož plynou možnosti velmi vysokých zisků přinejmenším do doby, než se trh nasytí dostupnou technikou. Přestože počáteční vklad do realizace bezpilotního letounu je velmi vysoký, jeho minimální náklady na provoz jej předurčují k tomu, aby zcela nahradil dnešní pilotovaná letadla u většiny leteckých prací.

Inerciální navigační systém (INS – Inertial Navigation System) je rovněž poměrně starý systém, postupnou modernizací se z něj však stal velmi konkurenceschopný způsob navigace používaný v letectví. Dnes již prakticky nevidíme dopravní letoun bez inerce. Tím, že je nezávislý na zisku vnějších údajů, tedy letadlo naviguje samo bez jakéhokoliv spojení se zemí, je v současnosti velmi vyhledávaným navigačním systémem. Hlavním důvodem je, že v dnešní době, kdy je vojenský konflikt na spadnutí ve značné části světa, se nelze spolehnout na vnější zdroje dat, ať už jsou to družice, nebo pozemní radary, protože by mohly být kdykoliv poměrně snadno vyřazeny z provozu. Tento zcela zásadní fakt vyvažuje skutečnost, že přesnost inerce nedosahuje vždy kvalit jiných navigačních systémů - zejména v porovnání s družicovými systémy.

Otázka přesnosti je však velmi komplikovaná, neboť prakticky neexistuje nic přesnějšího než právě inerciální systém, pokud se jedná o krátkodobé použití. To je ostatně důvod, proč jsou umísťovány inerciální navigace například do naváděných raket a podobně. Postupem času ovšem bohužel dochází k poměrně významné degradaci přesnosti, což nahrává naopak družicím. Signály z družic však rovněž nejsou bez újmy – silně podléhají vnějším vlivům, nemusí být přístupné kdekoli na Zemi a přesnost také klesá, pokud se objekt nachází například v horách nebo v hustě osídlených oblastech, kde se uplatňují vlivy mnohonásobných odrazů, respektive vícecestného šíření signálu. Navíc jsou družice zatíženy obecně známým handicapem, a to nemožností garance kvality a stability signálu, jelikož prozatím stále ještě jediný plně fungující systém GPS (Global Positioning System, *celosvětový poziční systém*) je zcela v rukách americké vlády, která jej může kdykoliv zcela vyřadit z provozu, anebo zanést do signálu bez větších problémů značnou chybu, a tím např. znemožnit použití jinou zemí než USA. V případě válečného konfliktu by k této eventualitě mohlo dojít. Dá se ovšem předpokládat, že tento problém bude v blízké budoucnosti vyřešen především evropským družicovým systémem, přestože všeobecná ekonomická nálada hovoří spíše pro zabezpečení sociálních jistot než financování výzkumu obecně. Prozatím se tedy jedná o důvod pro nedůvěru v tento systém.

Aby mohla být letadla jakéhokoliv druhu vůbec používána, je nutné přesně vědět, kde se které z nich nachází. Z pohledu klasických dopravních letounů je situace o něco jednodušší, jelikož tyto letouny jsou poměrně větší stroje, poháněny dostatečně předimenzovanými motory, které umožňují využití přebytku výkonu na postranní podpůrné systémy a nekladou na tyto systémy tak přísné váhové a velikostní požadavky. Tím lze tedy na letoun umístit dostatečnou výstroj, která umožní velmi přesné určení polohy, ale také další systémy, které mohou zabránit případným srážkám mezi letadly, se zemí a podobně. Navíc, velká dopravní letadla jsou sama o sobě velmi drahou záležitostí, a protože za přesnost se platí, mohou zde tyto systémy být celkem jednoduše použity – jejich vyšší cena hraje poměrně menší roli s ohledem na celkovou cenu dopravního letounu. I tak lze říci, že avionika z velké části určuje konečnou cenu za letadlo. Bohužel, bezpilotní letouny na sebe v současnosti poměrně obtížně vydělávají, a tedy zatížení dalšími systémy je cenově poměrně znatelné.

Ačkoliv se může hmotnostní faktor jevit jako bezvýznamný, je potřeba si dále uvědomit, že pro bezpilotní letoun může rovněž tvořit značné omezení. Pro zjednodušení bude v této práci uvažováno menší UAV, které bude primárně určeno pro průzkumné lety a tomu bude uzpůsoben celý systém. Hlavními požadavky budou hlavně dostatečný dolet a z toho plynoucí nízká hmotnost, dostatečná rychlost a pokud možno finanční nenáročnost.

2 Analýza použitelnosti INS v bezpilotních letounech

Většina vlastností letounu, které budou uvedeny, jsou chápány jako střední cesta, přičemž nebudou přesně vymezeny možnosti změn ve velikosti, či další výbavě. Systém by měl být s minimálními modifikacemi použitelný na jakémkoliv bezpilotním letounu menších rozměrů, je však potřeba ukázat, že ho lze vůbec vytvořit a provozovat na letounu určitých rozměrů, nosnosti, doletu a tak dále. Hlavním omezením bude především nosnost.

Jelikož se primárně hodláme věnovat průzkumným pracím, nebude potřeba uvažovat letoun větších rozměrů, protože ponese pouze „mírovou“ výbavu v podobě průzkumných kamer, scannerů, vysílačů, přijímače a navigačního systému. Z letmého pohledu na stroje, které dnes provozuje americká armáda, např. Boeing ScanEagle, je patrné, že dnešní bezpilotní letouny již dávno nejsou jako dálkově ovládané malé letounky, ale blíží se pomalu velikosti skutečných malých cvičných letadel. Tento letoun má například rozpětí 3 metry, hmotnost letadla je okolo 5 kilogramů. Pohonnou jednotku tvoří spalovací motor o výkonu 0,97 kW, který umožní maximální rychlost až 140 km/h, cestovní rychlost pak okolo 110 km/h. Jelikož letoun nese až 4,3 kg paliva, je možné jej provozovat autonomně až po dobu 22 hodin. To mimochodem znamená, že lze na letoun umístit poměrně velkou zátěž a navýšit hmotnost použitelnou pro užitečnou výbavu na úkor doletu, který zůstane i tak zcela ohromující. A to je „pouze“ průzkumný letoun. Bojové letouny jsou výkonnostně ještě mnohem dále. Předpokladem však zůstává, že letoun, který ponese inerciální navigaci, nedosáhne ani takových rozměrů, a že bude potřeba velmi hodně omezovat veškerou výbavu, kterou letoun ponese. Z toho plyne základní konkrétní požadavek, a to ten, že hmotnost systému nepřekročí 200 gramů. Zároveň by neměl být rozměrově moc velký, ale dá se předpokládat, že to se neprojeví jako hlavní problém.

Pokud se člověk alespoň částečně orientuje v problematice inerciálních navigačních systémů, musí mu být z příkladu amerického letounu jasné, že současná inerce v klasickém provedení v žádném případě nedosahuje dostatečných kvalit, aby naplnila potenciál dnešních UAV. Autonomní dolet více než 20 hodin je natolik ohromný, že ani ty nejlepší inerciální systémy dnes dostupné (a pravděpodobně ještě dlouho do budoucna) nejsou schopny udržet dostatečnou přesnost po takové době. Zde se bavíme o čistě inerciálních systémech, které nepřipouštějí aktualizaci dat z vnějších zdrojů, jako je GPS, VOR (Very High Frequency Omnidirectional Radio Range, *všesměrový radiomaják*), DME (Distance Measuring Equipment, *zařízení pro měření vzdálenosti*) a další. Tyto tzv. čisté INS připouštějí pouze použití vnitřních algoritmů k minimalizaci šumových rušení, či eliminaci nepřesnosti měření

různě natočených akcelerometrů, pomocí výstupu gyroskopů – např. obecně nejznámější Kalmánův filtr. Tento problém je v kategorii UAV řešen nejčastěji (např. americké letouny) spojením INS/GPS, což dodává navigaci nový rozměr. Družice poskytují velmi přesnou informaci o poloze a inerce pokrývá případné výpadky družicových signálů nad různě nehostinnými prostředími, mezi horami a podobně, a tím vlastně umožňuje kontinuální navigaci.

Z výše uvedených informací o hmotnostním omezení mimoděk vyplývá, že nebude možné použít inerciální senzory klasičtějších, respektive starších konstrukcí (mechanické, či optické), protože ty jsou stále poměrně těžké, aby mohly být jednoduše umístěny na bezpilotní letoun.

2.1 Princip funkce INS

Základní části INS jsou akcelerometry a gyroskopy. Pomocí akcelerometrů se měří zrychlení a pomocí gyroskopů úhlová rychlost otáčení. Samozřejmě je zapotřebí mít k dispozici sady celkem tří senzorů z každého druhu, aby bylo možné určovat polohu ve 3D prostoru. Zjednodušeně, ze změřených údajů o zrychlení je spočítána nejprve rychlost, kterou letoun letí a poté uletěná dráha. Viz následující vzorce [3]:

$$\vec{v} = \int_{t_1}^{t_2} \vec{a} \cdot dt \quad (2.01)$$

$$\vec{r} = \int_{t_1}^{t_2} \vec{v} \cdot dt \quad (2.02)$$

kde:

\vec{v} vektor rychlosti [m.s⁻¹]

\vec{a} vektor zrychlení [m.s⁻²]

\vec{r} vektor dráhy [m]

t_1, t_2 časové ohraničení pro integraci [s]

dt časová diference

Vedle údajů o dráze je potřeba vědět, kterým směrem letadlo danou dráhu uletělo. To lze zjistit pomocí gyroskopů, které dodají informaci o momentálním natočení letadla. Při znalosti počáteční polohy je potom možno postupně v reálném čase počítat polohu aktuální.

S ohledem na současnou vývojovou situaci jsou uvažovány již pouze tzv. Strap-Down systémy. Jedná se o konstrukční druh inerciální navigace, kde jsou jednotlivé senzory systému pevně spojeny na společné základně, která je pevně spojena s konstrukcí letadla. Tento typ

eliminovat předchozí nutnost použití vícenásobného Kardanova závěsu, který měl dříve za úkol udržovat základnu v určitém směru, nejčastěji severojižním. Každá mechanická část, která je navíc, významně ovlivňuje přesnost, proto byly tendence tento systém nahradit. S použitím výkonných počítačů bylo možné v reálném čase přepočítat polohu i při různém natočení základny. Je potřeba si uvědomit, že upevněním základny k trupu letadla, jsou výstupy ze senzorů údaje vztahující se k aktuální poloze letadla. K navigaci je však potřeba znát údaje vzhledem k zemským souřadnicím. Toho bylo dříve dosahováno právě mechanickým udržováním konstantního natočení základny. Tyto výpočty dnes již většinou nepředstavují žádný problém hlavně v dopravních letadlech.

2.1.1 Gyroskop

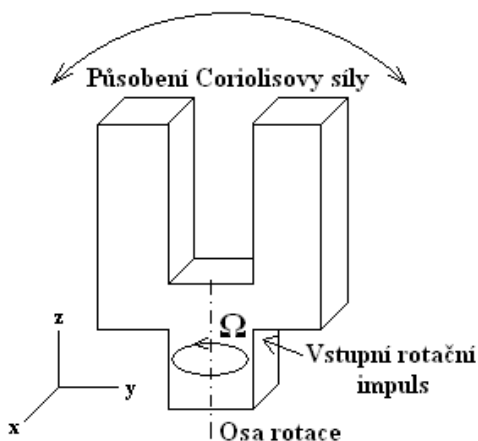
Existuje celá řada konstrukčních provedení těchto snímačů, principiálně se však jedná o stále stejný základ. Tak, jako klasické rotující setrvačníky mají tendenci k precesnímu pohybu vlivem působení vnějších sil, tak i na mikrosnímače působí precesní síla při jejich pohybu. V tomto případě se však již nejedná o rotační pohyb, ale spíše o pohyb vibrační, kdy je určitá mechanická součást gyroskopu trvale nucena k pravidelnému nepatrnému pohybu, díky kterému má tělísko tendenci zůstat ve stále stejné poloze, respektive kmitat okolo stále stejné polohy. Obecně platí, že čím starší konstrukční řešení, tím větší a hlavně těžší senzor. Co se týče přesnosti, nelze jednoznačně říci, že starší konstrukční řešení by bylo nepřesnější, nebo naopak.

Optické snímače jsou dnes hojně využívány v dopravních letounech i v menších letadlech, např. snímač GG1320 vyrobený firmou Honeywell je klasickým laserovým gyroskopem o rozměrech 4,5 x 9 cm (výška x průměr podstavy) a hmotnosti 450 gramů. Toto samo o sobě sice ještě není úplně tragické, je však třeba si uvědomit, že se jedná o senzor, měřící úhlovou rychlost v jedné ose, tudíž by bylo zapotřebí celkem tří senzorů. Starší typy gyroskopů (především mechanické) nemá vůbec smysl uvažovat. Jednak jsou velmi těžké a dnes již o mnoho méně přesné než modernější optické. Při výběru konstrukčního provedení senzorů je tedy vhodné zvolit cestu nejnovější technologie. Jedná se o **mikroelektromechanické systémy** (MEMS – Micro Electro-Mechanical Systems). Tyto součástky tvoří mechanická kyvadla a elektronické snímače jejich pohybu, které jsou integrované do jednoho nebo více čipů. Samotné senzory dosahují dnes velmi malých rozměrů, a sice řádově do jednoho centimetru. Protože jsou součástky tak malé, jejich hmotnostní faktor nebude hrát téměř žádnou roli, rovněž jejich spotřeba elektrické energie nebude mít žádný význam. To vše je vykoupeno samozřejmě podstatně horší přesností a větší

náchylností na vnější vlivy (např. magnetické pole). Přestože součástky dosahují takto malých rozměrů, jejich výroba není finančně náročná, a jsou tudíž snadno cenově dostupné v porovnání s optickými systémy. Přesnost sice hraje ve výsledku hlavní roli, je však vhodné se pokusit systém zpřesnit jinou cestou než konstrukcí speciálních, rozměrově vhodných laserových systémů, které by s sebou přinesly neúměrné náklady, a přesnost by zřejmě nebyla nijak extrémně navýšena. Ačkoliv výroba není úplně finančně náročná, je potřeba si uvědomit, že firmy si samozřejmě nechají zaplatit za výzkum a vývoj těchto senzorů, který je velmi nákladný. Proto se nelze divit, že je možno pořídit poněkud vyspělejší jednotky na vyšší úrovni i za půl milionu korun.

Jedno z prvních, a zároveň zřejmě nejrozšířenější konstrukční řešení, se skládá z miniaturního dvojzubce (podobný ladičce), který je v normálním provozu nucen elektrickými impulsy neustále rezonovat. Při jeho otočení jsou zuby deformovány vlivem Coriolisovy síly. Jednotlivé zuby se budou ohýbat podle směru otáčení a úhlové rychlosti. Prohnutí lze poměrně jednoduše změřit, například kapacitorovým snímačem. Z prohnutí se potom dá vypočítat velikost působící síly, která je zase úměrná úhlové rychlosti otáčení, pomocí které je již vypočítávána aktuální poloha letounu.

Co se týče přesnosti takového snímače, postupem času byla zdokonalena až na $0,1^\circ/\text{hod}$ drift při rozlišení $100^\circ/\text{s}$ [10]. Přesnost sice není nijak okouzující, ale při daných rozměrech je stále vynikající. Zpřesnění by mohlo přijít s vícenásobným umístěním měřící jednotky IMU (Inertial Measurement Unit, *inerciální měřící jednotka*) na UAV a přidáním sofistikovaného modelu chybovosti, respektive úpravou signálu Kalmanovým filtrem, což je dnes ovšem již prakticky standard ve většině dostupných jednotek. Funkční princip takového gyroskopu je na obr. 2.1.

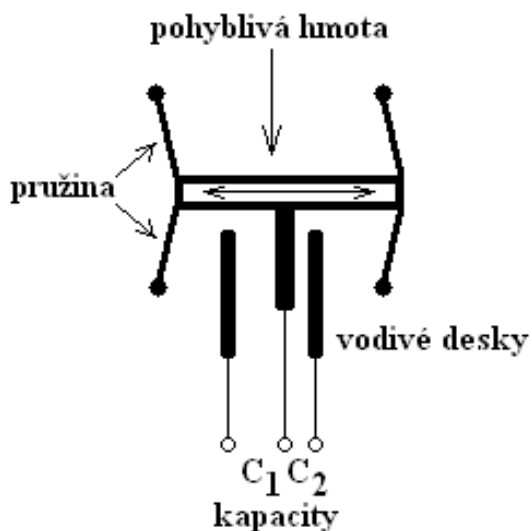


Obr. 2.1: Funkční princip MEMS gyroskopu

2.1.2 Akcelerometr

Konstrukčních řešení akcelerometrů existuje rovněž celá řada. V zásadě se princip postupem času měnil také jen nepatrně. Vždy se jedná o určitou hmotu, která se vlivem působícího zrychlení posunuje, deformuje, generuje napětí a podobně. Nejjednodušší akcelerometry MEMS typu jsou založeny na principu změny kapacity deskového kondenzátoru v závislosti na vzdálenosti jednotlivých destiček (klasický kapacitorový snímač). V takovém případě je část destiček pevně spojena se základnou a druhá část je vzhledem k prvním destičkám pohyblivá v jednom směru, přičemž do základní polohy jsou ustavovány pomocí miniaturních pružin. Z naměřené velikosti kapacity lze poměrně jednoduše odvodit posunutí soustavy destiček, z čehož se odvodí velikost působícího zrychlení. Jak známo, dvojitou integrací zrychlení se vypočte informace o dráze, kterou těleso vykonalo za daný čas, a tedy spolu s údaji o úhlové rychlosti otáčení lze získat informaci o aktuální poloze.

Funkční princip takového akcelerometru je zobrazen na obr. 2.2. Tyto akcelerometry mají stejně jako gyroskopy velmi malé rozměry, přičemž jejich přesnost je poměrně vysoká. Bohužel, při dvojitě integraci chyby se tato celkem hodně zvětšuje, a tak je každá, byť nepatrná nepřesnost, přenášena dále se značným zesílením.

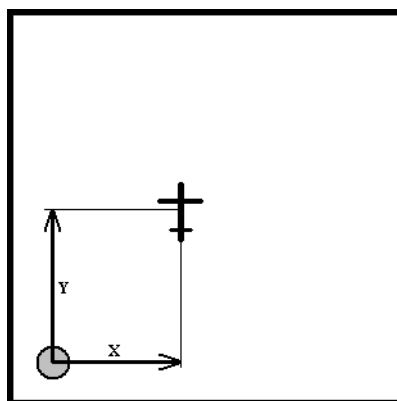


Obr. 2.2: Princip akcelerometru

3 Návrh řešení inerciálního systému na palubě

Aby bylo možné jednoznačně posoudit vhodnost systému, který se plánuje využít na palubě tohoto malého UAV, bude potřeba nejprve jednoduše určit, co se od takového letounu přesně očekává. Od letounu se v první řadě očekává, že bude schopen autonomně zaletět předem určený obrazec, aby v něm mohl postupně provádět vlastní přehledovou činnost. Touto činností se rozumí ponejvíce jednoduché monitorování terénu klasickými kamerami, rovněž pak také scanování pomocí důmyslnějších zařízení, například infračervených kamer, hyperspektrálních kamer, akustické monitorování a podobně. Všechny tyto činnosti jsou orientovány předně směrem k pátrání po lidech, případně letounech, či dalších zařízeních, s cílem časové minimalizace celé operace a rovněž s cílem úspory nákladů, především v zabezpečení lidských zdrojů při provádění podobné činnosti bez těchto technologií, které již dnes k dispozici jsou.

Je zřejmé, že z praktického hlediska není úplně podstatné vědět, kde se letoun nachází ve vyjádření zemských souřadnic, ale postačuje informace o tom, kde se právě nachází v daném letěném obrazci. Informace o takovéto poloze má dva významy. Zaprvé umožňuje určit, kdy má letadlo měnit směr, aby dodrželo vyhledávací obrazec, a zadruhé určuje polohu objektu zájmu v případě jeho nalezení, a tím cílené zmenšení prozkoumávaného území za účelem přesnějšího scanování. K popisu této polohy stačí poměrně jednoduchá data. Jednak počáteční bod letěného obrazce a jednak vzdálenost od tohoto bodu rozdělená do dvou směrů, jak ukazuje obr. 3.1.



Obr. 3.1: Zobrazení souřadnic letadla

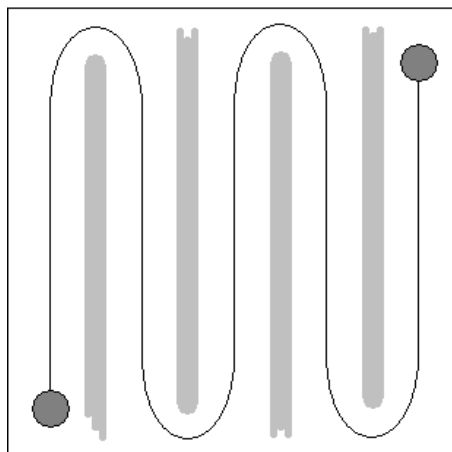
Zjednodušená představa funkčního postupu je následující. Letoun bude vypuštěn v počátečním bodě monitorovaného prostoru, ve směru prozkoumávání a z údajů získaných z inerciálních senzorů bude postupně za pomoci mikroprocesoru vypočítávána aktuální poloha v daném obrazci. S ohledem na data zadaná při vstupu, tzn. rozsah oblasti, postup

prohledávání, výšková mapa a podobně, bude řídicí algoritmus definovat na základě aktuální polohy letounu čas, kdy má letadlo zatačet, stoupat, či klesat. Obecně se předpokládá spíše 2D monitoring, tedy zjednodušeně monitoring z konstantní výšky nad mořem (respektive nad počátečním bodem), který bude dostačující i v mírně kopcovitém terénu. Zde je vhodné si uvědomit, jak funguje scanování určitým typem senzoru – obecně je velikost zabané oblasti závislá na výšce snímání. Aby bylo možno zajistit alespoň minimální překrytí sousedních oblastí při monitorovacím postupu, bylo by vhodné, aby letadlo udržovalo stále konstantní výšku nad terénem, a tím realizovalo neustále stejné překrytí, čímž by zajistilo stoprocentní prohledání dané oblasti. Realizace podobné vlastnosti je možná pouze při použití určitého typu rádiového (laserového) dálkoměru, což, bohužel, přináší další zátěž. Použití by navíc přineslo potíže při regulaci rychlosti reakce letadla na změnu výšky terénu, což by mohlo vést k nechtěnému chování letounu. Buď by letoun měnil výšku neustále, jelikož terén se neustále nepatrně mění, nebo by naopak nemusel být schopen pružně reagovat na rychlou změnu (např. strmý kopec). V tomhle ohledu je schůdnějším řešením zavedení jakýchsi zjednodušených výškových kót signifikantních bodů v daném území jako periferní vstup řídicího algoritmu. Zjednodušených proto, že realizace výškových map rozsáhlých území je velmi komplikovaná a náročná záležitost, která by přinesla zbytečné zatížení výpočetní jednotky. Navíc by se tento systém neshodoval s pružným užitím letounu, který by měl být k dispozici prakticky ihned.

Takto definovaný systém by umožnil autonomní vedení letounu samostatně po předem definovaném obrazci s možností vnějšího zásahu, jelikož systém musí být v tomto ohledu otevřený. To mimo jiné znamená kontinuální report vlastní polohy do kontrolního stanoviště, kterým může být i jiné UAV. V praxi by bylo možné transformovat polohu letadla do zemských souřadnic – systém ECEF (Earth Centered Earth Fixed). Tento systém má střed v těžišti země, jeho souřadné osy směřují ve směru osy, kolmo přes rovník na nulovém poledníku a kolmo přes rovník na 90 stupních. Poloha v tomto systému je udávána v zeměpisné délce a šířce a používá ji většina inerciálních systémů. Tato transformace nemá zásadní význam, přesto by to bylo nejlepší řešení. Umožnila by teoreticky rychlejší určení polohy letadla s ohledem na praktickou polohu nad zemí, nicméně její neustálý výpočet by opět zcela zbytečně zatěžoval výpočetní jednotku na palubě, jelikož tuto transformaci lze bez větších problémů suplovat například na zemi.

V následujících odstavcích bude definováno, jak bude principiálně fungovat postup prohledávání území tímto bezpilotním letounem. Ačkoliv teorie mapování území je poměrně prozkoumaná problematika, je funkční algoritmus definován na relativně nejjednodušším

způsobu mapování prostoru, který je naznačen na obr. 3.2. Je zřejmé, že algoritmus bude možné poměrně jednoduše upravit na jakýkoliv obecně rozpracovaný model průzkumu oblasti. Každý způsob přináší různé výhody, zejména v pravděpodobnosti nalezení potenciálního cíle v co nejkratším čase. Tyto pravděpodobnosti jsou však silně závislé na přesnosti vstupních údajů, které omezí oblast zájmu. V ideálním případě lze rozpracovat více různých druhů, což by v praxi nebyl velký problém. Dalším faktem však zůstává, že různé druhy průzkumu mají silný význam na přesnost, s jakou jsou vykonány, s ohledem na přesnost senzorů, které měří zrychlení a úhlovou rychlost, neboť ta je silně závislá mimo jiné na agresivitě manévru, které je potřeba při modelu průzkumu provádět. Obecně lze například předpokládat, že bude-li muset letoun udržovat poměrně konstantní zatačku v rozvíjející se spirále, konečný drift gyroskopů bude celkově větší než v horizontálním letu, a zde je již na zvážení, zda by tento drift neměl až příliš velký vliv na vlastní konečnou použitelnost tohoto modelu.



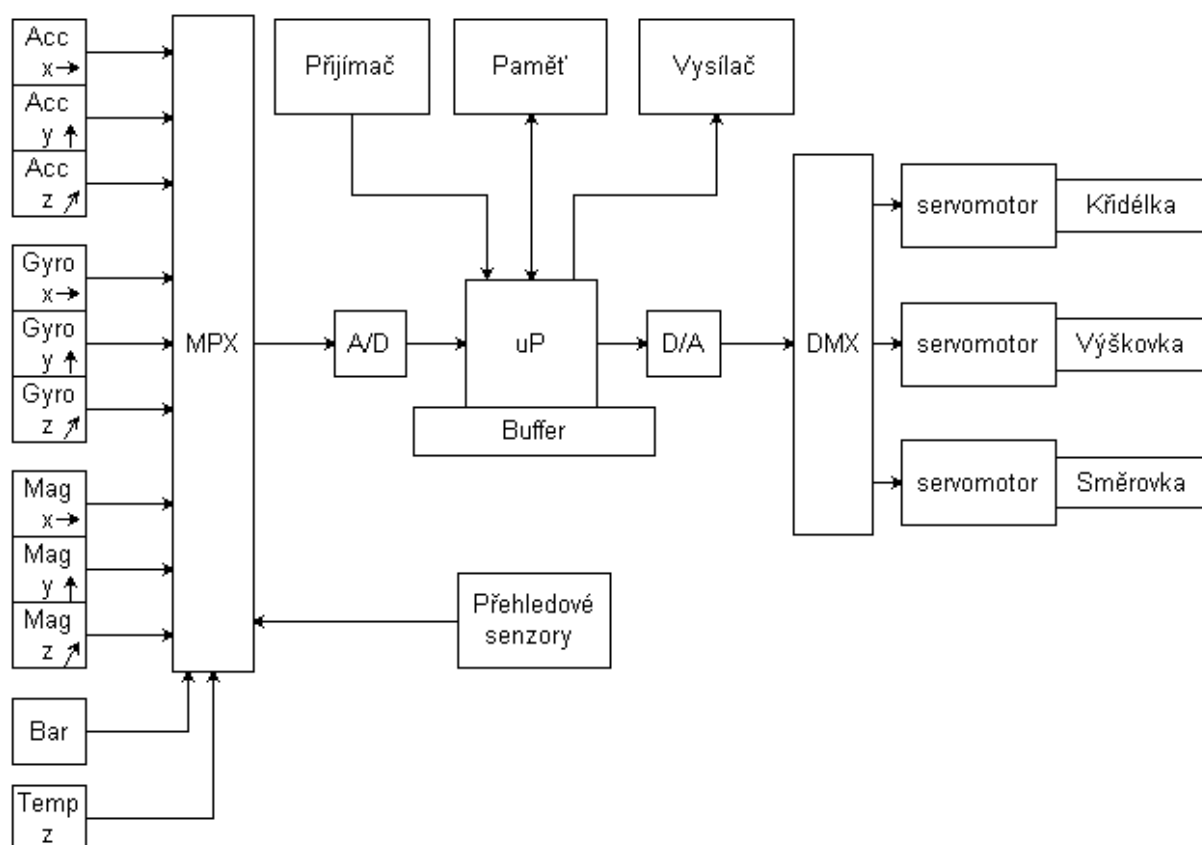
Obr. 3.2: Model postupného průzkumu oblasti

Z obrázku je zřejmé, jakým způsobem zde probíhá monitoring terénu. Letoun začíná v levém dolním rohu vymezené oblasti a jeho okamžité souřadnice jsou $[0,0,0]$. Cílem je, aby se letoun dostal do souřadnic například $[1000, 1000, 200]$ a přitom prošel postupně celou oblastí, aby ji mohl zmapovat a podobně. Tmavší barva v obrázku symbolizuje místa překrytí – tedy místa, která letadlo snímkuje dvakrát na dvou sousedních protiběžných hranách. Ačkoliv se může toto překrytí jevit jako bezvýznamné, existuje hned několik důvodů, proč je nutné nějakou rezervu vytvořit. Zaprvé nelze zaručit, že letoun poletí přesně po definované trajektorii a může se tedy vychýlit. Zadruhé může být oblast ovlivněna přírodními nerovnostmi a mohlo by se tedy stát, že letoun zabere oblast z krátkodobě menší výšky, a tím by mohla vzniknout mezera v celistvosti snímkování. A zatřetí je zapotřebí vzít v úvahu

sníženou citlivost senzorů v krajní oblasti, které mohou dodat zkreslená data, proto je vhodnější oblast prozkoumat dvakrát.

Nejedná se zde sice o optimální model, například pro vyhledání pohřešované osoby, ale z hlediska řízení a kontroly je jeden z nejjednodušších. Rovněž je zde poměrně jednoduchá implementace vícero letounů, ať už letem ve formaci, nebo rozdělením oblasti na menší podoblasti. Dle mého názoru se zároveň jedná o model, ve kterém by měly gyroskopy i akcelerometry vykazovat nejmenší chybu, což se v konečném důsledku může projevit na rychlosti modelu, jelikož lze takto určit polohu objektu zájmu hodně přesně již při prvním průzkumu – tedy zúžit oblast pro bližší průzkum tohoto objektu na minimum.

Ještě než bude vytvořen algoritmus, pomocí kterého by výpočetní jednotka (např. mikroprocesor) řídila letoun, bude vhodné zaměřit se na blokové schéma navigačního systému, který se zde navrhuje. V rámci pochopení principu budou poměrně detailně rozděleny jednotlivé části, ze kterých by se konečná jednotka měla skládat. S ohledem na dnešní dostupnou technologii na trhu se dá říci, že většina běžných inerciálních jednotek má již zabudovány (integrovány) všechny podstatné prvky na jednom čipu, čímž řeší spoustu dílčích problémů. Výhoda takovýchto balení je především v jejich celistvosti a kompaktnosti, přičemž zapouzdření, které je většinou originální součástí, chrání samotný čip před vnějšími vlivy. Nespornou výhodou je také jednoduchost montáže, jelikož senzory jsou vzájemně velmi přesně umístěné a navíc kalibrované na případné odchylky. Drobnou nevýhodu představuje o něco vyšší cena, protože kompletace není zadarmo. Obecně, pokud by bylo zapotřebí o něco kvalitnější senzory, zejména laserové gyroskopy a výkonnější akcelerometry, bylo by výhodnější koupit jednotlivé součásti a spojit je tak, jak naznačuje následující obr. 3.3. Tím by byla získána lepší možnost rozmístění jednotlivých prvků okolo těžiště letadla, respektive co nejbližší k němu. Naproti tomu s mikrosenzory je natolik obtížná manipulace, že nepřesnosti získané ledabydou integrací do letadla by byly příliš velké. Z tohoto pohledu je výhodné pořídit jeden čip, který nahradí většinu součástí systému uvedených v následujícím schématu.



Obr. 3.3: Zjednodušené blokové schéma INS

Blokový diagram zjednodušeně zobrazuje funkční princip systému. Nejedná se o skutečné zapojení, nýbrž pouze o představu. Hlavní součástí celku tvoří mikroprocesorová výpočetní jednotka (uP). Společně se svou vyrovnávací pamětí (Buffer, nebo Cache) tvoří výkonný zpracující prvek. V její vnitřní paměti jsou uloženy především strojové informace, které definují algoritmy, pomocí kterých procesor rozhoduje o počítání s daty, která k němu dorazí z převodníku. Do této paměti lze rovněž uložit menší množství často používaných dat – v našem případě například omezení prostoru, jelikož tato paměť disponuje velmi rychlým paralelním spojením s procesorem a je tedy výrazně rychlejší než ostatní typy pamětí. Vzhledem k tomu, že většina dnešních procesorů pracuje v číslicovém režimu, je potřeba je od zbytku soustavy oddělit převodníky – A/D (analogovo-digitální převodník), D/A (digitálně-analogový převodník). Výstupy ze samotných senzorů jsou, jak již bylo naznačeno, analogové (napětí velikostně proporcionalní výchylce). Rozlišení převodníku mimo jiné určuje chybovost způsobenou nepřesným přečtením odchylky senzoru. V závislosti na citlivosti senzoru se napětí vůči odchylce mění velmi málo, přičemž by mohlo dojít ke špatnému začlenění dané hodnoty do číslicového rozmezí, a tím dojít k chybě. Aby nebylo potřeba mnohonásobného použití A/D převodníku, je zde vložen multiplexor (MPX), který jednoduše postupně přepíná jednotlivé vstupy na výstup. To s sebou nese, bohužel, i podstatnou nevýhodu v podobě snížení vzorkovací frekvence snímače. Data ze senzoru

nebudou odebírána pokaždé, kdy by mohla být, ale pouze tehdy, kdy jim to multiplexor umožní. Na opačném konci diagramu je princip přesně obrácený. Demultiplexor (DMX) přiděluje jednoduší číslicový vstup na několik (v našem případě tři) výstupů, které již pohánějí výkonné členy, v našem případě servomotory, (samozřejmě musí ještě signál projít zesilovačem, který jeho úroveň zvýší na úroveň potřebnou pro roztočení servomotoru). Takto sestavený systém je v zásadě uzavřený zpětnovazební obvod. Regulace je zde sice zajištěna poněkud zprostředkovaně, nicméně systém regulovaný je. Výchyly jednotlivých akčních ploch mají přímý vliv na veličiny, které jsou měřeny senzory. To znamená, že se do procesoru dostane informace o tom, zda-li akce, kterou vyvolal, přinesla chtěný výsledek. Nicméně zde existuje jisté zpoždění a pravděpodobně by při regulaci pomohlo, kdyby se ještě zvlášť měřila výchylka akční plochy nebo pootočení servomotoru a tento údaj by se zavedl zpětně do procesoru přímo. Celý proces regulace do chtěné polohy by se tím urychlil a zpětnovazební informace by navíc nebyla přímo ovlivněna chybou akcelerometru/gyroskopu a procesor by mohl reagovat pružněji.

Důvodem, proč je na vstupu do multiplexoru tolik senzorů, je to, že vedle trojice akcelerometrů a gyroskopů, kterých je nutně zapotřebí, je výhodné přidat ještě sérii tří magnetometrů, které pomohou výrazně ovlivnit chyby gyroskopu vzniklé proměnlivým magnetickým polem v jejich okolí. Dále je vhodné přidat senzor teploty, jelikož charakteristiky bias (viz. kapitola 5) jsou poměrně silně náchylné na teplotu, a tudíž s rychle měnící se teplotou by teoreticky nemuselo být vůbec možné dosáhnout takové bias stability. Naštěstí oblast závislosti na teplotě je poměrně dobře zmapovaná a tedy tuto chybu lze jednoduše eliminovat přidáním tohoto senzoru. Posledním senzorem je měřič barometrického tlaku, který zde plní podobnou funkci jako teploměrný senzor, a sice korekční.

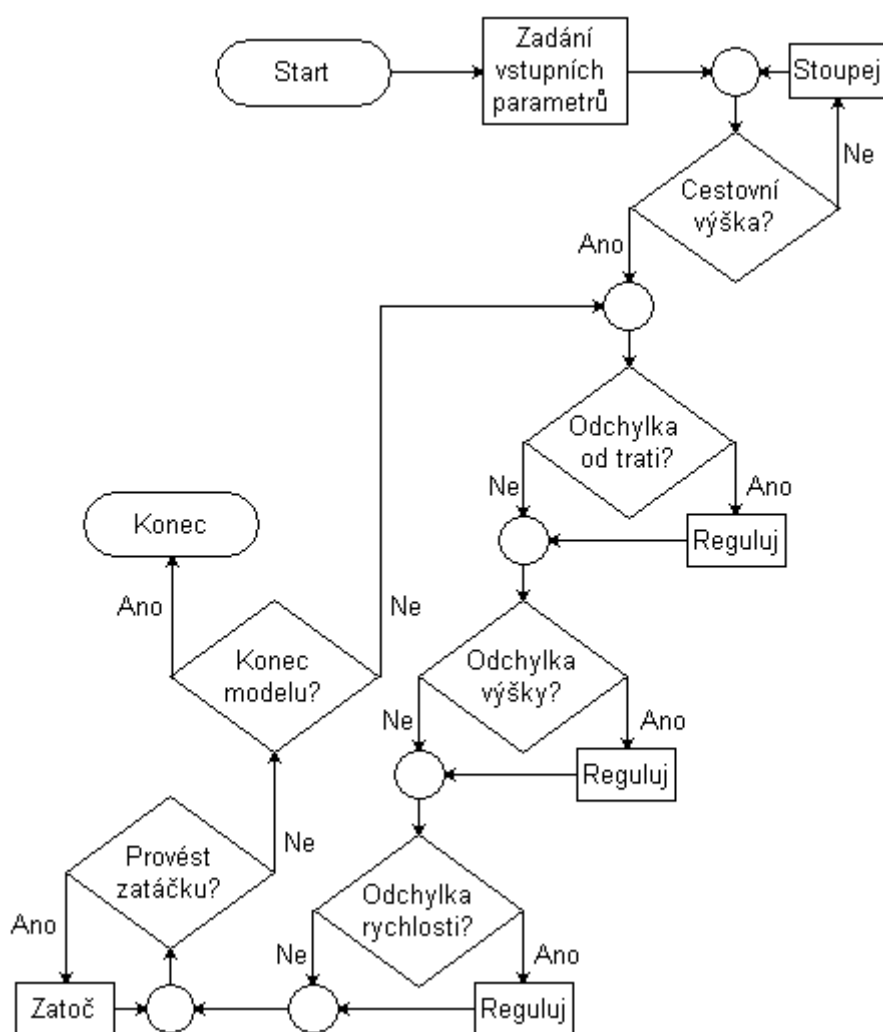
Zjednodušený princip funkce je následující. Jednotlivé senzory změří dané údaje a postoupí je multiplexoru, který je bude postupně dávkovat do A/D převodníku. Z převodníku jsou data kontinuálně posílána do procesoru, který na základě instrukcí z paměti aktualizuje polohu letounu, přičemž se na základě daného algoritmu snaží o udržení požadované trasy. Zjistí-li se odchylka od chtěné trajektorie letu, procesor vyšle pokyn do zpětného D/A převodníku, jehož výstup je vstupem demultiplexoru. Zde dojde k roztrídění údajů z procesoru a postoupení dat na správný výstup, potažmo akční člen, který zajistí splnění požadavku procesoru (respektive algoritmu). V případě, že by přehledové senzory (infrakamera apod.) zachytily nějaký signál, může procesor okamžitě postoupit potřebné údaje do vysílače – zejména údaje o aktuální poloze, případně údaje přímo ze senzoru. V případě potřeby lze potom vnějšími prostředky prostřednictvím přijímače na palubě

udělovat procesoru nestandardní příkazy, měnit data v paměti, a tím pádem prakticky přeprogramovat trajektorii letadla, vnést nové požadavky a podobně.

Ze schématu plyne jedna zcela zásadní nevýhoda. Veškeré údaje postoupené do multiplexoru jsou zpracovávány jediným procesorem, který musí řešit zbytečně velké množství výpočtů. Bylo by zřejmě výhodné využít zde koprocesoru, který by předpřipravil data ze senzorů do podoby lépe stravitelné pro procesor aktualizující údaje o poloze. Hlavním úkolem koprocesoru by bylo eliminovat chyby na základě výstupu z magnetometrů, teploměru a barometru, a tím uvolnit kapacitu procesoru. Dnešní běžně dostupné inerciální jednotky již fungují na velmi podobných principech.

4 Návrh algoritmu pro aktualizaci polohy

V následující části bude představen návrh algoritmu, pomocí kterého by měl procesor aktualizovat údaje o poloze a rozhodovat o vysílání důležitých dat do centrální kontrolní stanice. Bude vhodné začít nejprve s jednoduchým principiálním algoritmem, který vytvoří představu o tom, co je jeho hlavním posláním. Algoritmus jako takový má být schopen vést letadlo po trati, respektive po předem definovaném prohledávacím obrazci, proto je nutné, aby se jeho průběh soustředil především na regulaci hodnot, které popisují momentální stav letadla v prostoru prohledávání. Následující obr. 4.1 ukazuje základní myšlenku celého algoritmu.



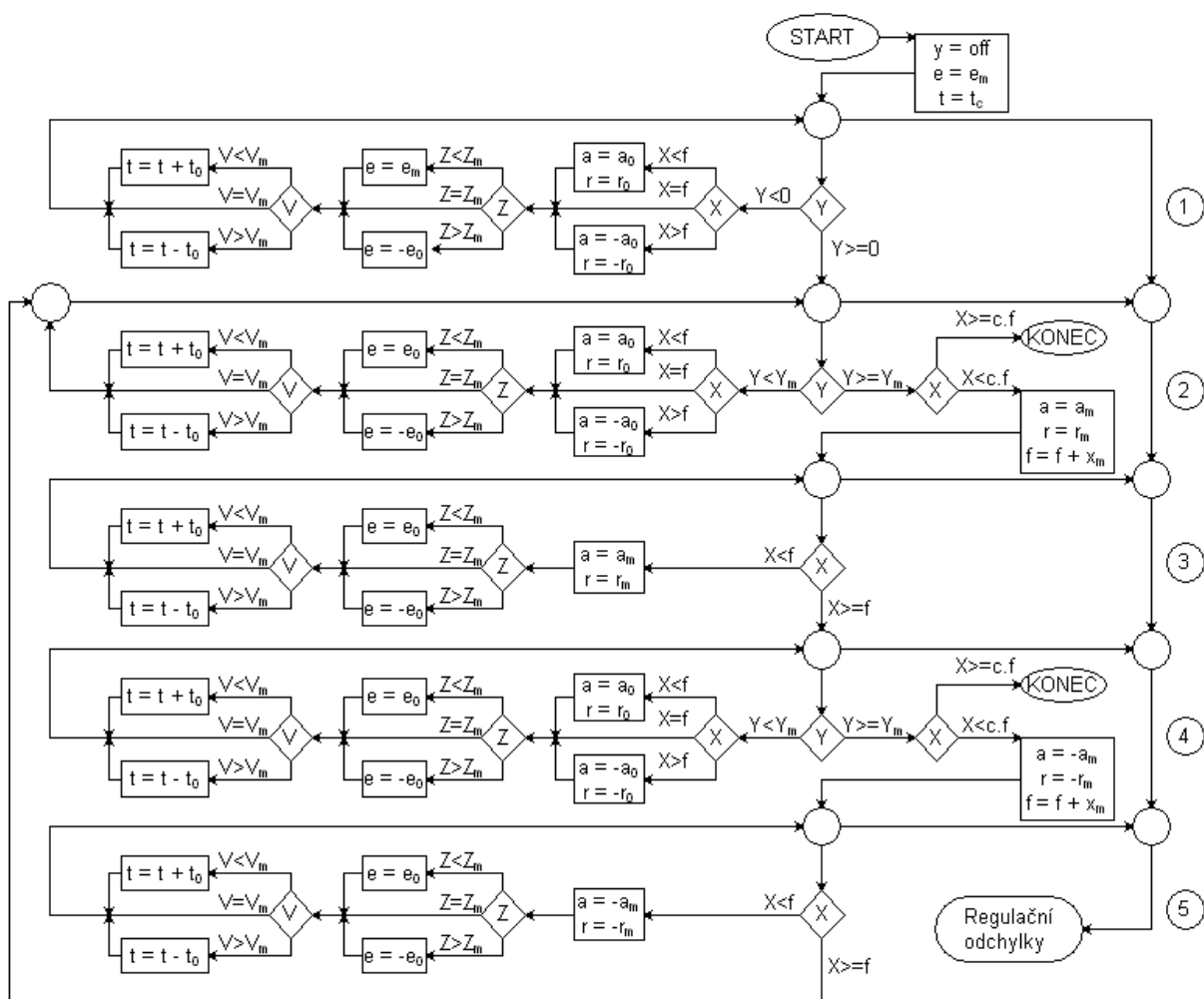
Obr. 4.1: Zjednodušený algoritmus

Ze schématu je zcela zřejmé, co bude výpočetní jednotka provádět. V první rozhodovací části algoritmu je nejprve dosaženo letové výšky. Tato problematika bude podrobněji posouzena dále, zde je potřeba si pouze uvědomit, že nelze začít v pomyslném bodě $[0,0]$, nýbrž letoun potřebuje nějaký čas na dosažení cestovní rychlosti a cestovní (pracovní) výšky.

Z toho důvodu je v první části toto stoupání odděleno. V následujících třech krocích algoritmus posuzuje, zda-li se letoun nevychýlil od trati (první rozhodnutí), zda-li nemá odchylku od letové výšky (druhé kritérium) a zda-li udržuje cestovní rychlost, kterou jsme zvolili s ohledem na citlivost senzorů (třetí kritérium). V případě, že je zjištěna odchylka od definovaného profilu trati, je vyslána regulační odchylka do akčních členů soustavy (servomotory). V případě, že není zjištěna žádná odchylka, systém přechází do další části bez jakékoliv reakce. Toto je první část algoritmu, která zajišťuje stabilní a relativně přesný pohyb po trati, konkrétně v jejích rovných úsecích.

Druhá část algoritmu věnuje pozornost navedení letounu na paralelní horizontální let opačného směru, jak bylo naznačeno na obr. 3.2, a tedy soustředí se na provedení zatáčky. Po ukončení zatáčky prochází ještě algoritmus kontrolou na dosažení konce modelu. Při negativní odpovědi se může celá procedura opakovat až do jejího úplného ukončení. Princip je velice jednoduchý, proto lze očekávat drobné vady, které lépe vyplynou na povrch při zkoumání konkrétního mnohem detailnějšího algoritmu, který již může definovat i možné konkrétní hodnoty nastavených parametrů, které ve své podstatě určují citlivost celého systému.

Vedle algoritmu, který zajišťuje navigování v obrazci, bude samozřejmě zapotřebí definovat rozhodovací mechanismy v případě nalezení neznámého předmětu. Je nutné definovat, jaké manévry má letoun provést, zda je v zájmu, aby se více přiblížil a scanoval dané území vícekrát z nižší výšky za účelem pořízení přesnějších dat. Je rovněž potřeba definovat mechanismus velení danému letounu, hierarchii nadřazenosti příkazů a vůbec umožnit systému, aby nebylo zabráněno zasáhnout do plánované trati v průběhu průzkumu. Letoun by měl být schopen zvládnout všechny činnosti bez přičinění vnějšího zdroje, proto musí být systém velmi komplexní. V následujícím algoritmu bude pokryt hlavně způsob udržení požadované polohy a zároveň obsáhnuty všechny periferní požadavky plynoucí z běžného provozu, aby nemohlo dojít k nepřijatelnému stavu systému, což by mohlo mít i katastrofální následky. Následuje obr. 4.2, který ukazuje komplexní myšlenku vytvoření posloupnosti rozhodnutí.



Obr. 4.2: Rozšířený rozhodovací algoritmus

Kroužky na obrázku jsou součtové členy, v tomto případě spíše určité křižovatky, neboť k součtu signálu zde prakticky nikdy nemůže dojít. Obdélníky vždy znamenají definování určité hodnoty, nebo změnu určité veličiny. Kosočtverce symbolizují rozhodnutí, které se očekává od procesoru na základě hodnoty dané veličiny, konkrétně X , Y , Z reprezentují odchylky od požadovaných souřadnic a V reprezentuje odchylku od cestovní rychlosti. Hodnoty použitých regulačních odchylek jsou definovány následovně:

- a = výchylka křídélek (aileron)
- e = výchylka výškovky (elevator)
- r = výchylka směrovky (rudder)
- t = velikost tahu

Jednotlivé odchylky s indexem nula symbolizují hodnotu regulační výchylky stanovenou jako základní (např. 3° výchylka křídélek, pro eliminaci horizontální odchylky apod.). Hodnoty s indexem „m“ symbolizují maximální definovanou výchylku a index „c“ značí tzv. cestovní výchylku, respektive cestovní hodnotu dané regulační veličiny, tj. konstantní

udržovanou hodnotu. Konstanty „c“ a „f“ souvisí s cykly algoritmu, dohromady definují, kolikrát letadlo vykoná zatáčku a jaká bude jeho pozice oproti předchozí trati.

Princip předloženého algoritmu je velice prostý a do jisté míry kopíruje předešlý. Lze zde vyčlenit celkem pět fází, pomocí kterých bude vykreslen finální obrazec. Předně, v první části je letadlo nuceno vystoupat do požadované cestovní výšky při dosažení a udržení cestovní rychlosti. Letadlo bude nuceno letět kupředu, dokud nedosáhne pomyslného počátečního bodu $[0,0]$. Algoritmus počítá s určitým předsazením oproti počátečnímu stavu, aby byl vytvořen prostor právě pro počáteční stoupání a zrychlování. Toto je v algoritmu definováno pomocí $y=off$, což definuje offset (odchylku) od počáteční polohy. Počáteční podmínky rovněž definují nastavení maximálního počátečního tahu a nastavení výškovky na stoupání, jak je patrné z obrázku.

Při splnění první podmínky, kdy $y \geq 0$, tedy kdy letadlo dosáhlo počátečního navigačního bodu, přechází algoritmus do své další části, kterou je horizontální ustálený let směrem k prvnímu otočnému bodu. Je potřeba zajistit, aby letoun udržoval požadovanou trať letu – tedy algoritmus udržuje horizontální odchylku od trati na nule (boční odchylka od trati je nulová) a vertikální odchylku také. Posledním údajem, který algoritmus posuzuje, je dopředná rychlost, která je regulovaná tahem. Po splnění podmínky a dosažení bodu otočení, který je definován pomocí y -ové souřadnice, přechází algoritmus po kontrole na ukončení modelu do ustálené zatáčky.

Po nastavení hodnot výchylek potřebných pro vykonání ustálené zatáčky pokračuje algoritmus v kontrole letu z hlediska výšky a rychlosti, které by měly zůstat v každém okamžiku letu konstantní. Po vykonání zatáčky a dosažení protichůdné trati, která je definovaná podmínkou x -ové souřadnice, přechází letoun zpět do vodorovného ustáleného letu. Tato část algoritmu (4) je prakticky shodná s částí (2), jelikož se jedná o stejné podmínky letu s výjimkou opačného směru. Po dosažení bodu otočení opět letoun zatáčí, tentokrát doleva. Zatáčka zde probíhá úplně stejně a kritéria jejího průběhu jsou prakticky shodná. Poté, co je provedena levá zatáčka o 180° , lze algoritmus zacyklit zpět, jelikož se nacházíme v bodě, který je od počátečního bodu pouze posunut o jednu obrátku letadla.

Od tohoto bodu lze algoritmus procházet prakticky donekonečna, jeho ukončení nastává v případě, že x -ová hodnota dosáhne svého maxima, což definuje konec průzkumu. Ze schématu je patrné, jakým způsobem se chovají rozhodovací mechanismy a jak funguje systém regulačních odchylek. V každém rozhodovacím místě musí existovat možnost, aby procesor vyslal regulační odchylku do akčních členů, a tím letounu umožnil vyrovnat se

s nepřesnostmi při vedení po trati. Tyto odchylky jsou uvažované s platností jednoho cyklu, a jakmile je algoritmem zjištěna odchylka, je vytvořen impuls o určité předem definované délce, který způsobí krátkodobou výchylku na servomotoru. Při přetrvávání této výchylky bude servomotor natočen kontinuálně, při pominutí nutnosti regulace se samo vrací do nulové výchylky. Výjimkou je regulační kritérium tahu, kde se předpokládá konstantní udržování otáček motoru a regulační odchylka by měla fungovat ve smyslu minimálního zvýšení nebo snížení při zjištění odchylky v rychlosti.

Protože algoritmus je poměrně jednoduchý, lze předpokládat, že procesor jej bude zpracovávat velmi rychle a tudíž bude celý proces velmi citlivý. Budou zde umožněny velmi malé regulační změny. Osobně bych navrhoval korekce ve smyslu krátkodobých větších výchylek, které umožní velmi rychlou reakci letounu na daný podnět a zároveň umožní eliminovat i případné silné vlivy větru, na které by menší výchylky nestačily.

Tento algoritmus definuje základní teoreticky funkční princip rozhodovacího mechanismu, čili poměrně razantně zjednodušený model autopilota. Algoritmus však prozatím naráží na několik skutečností, které by bylo vhodné vyřešit a pokud možno odstranit, čemuž se budou věnovat následující kapitoly. Bude potřeba upravit algoritmus tak, aby spolupracoval s výstupem z inerciální jednotky, která jako taková nepodává informace vždy v plně optimálním pro nás použitelném tvaru. Bude potřeba zavést další korekce a zaměřit se více na model letu letounu, jelikož bude potřeba se vypořádat s možnými většími odchylkami od trati. To vše bude podřízeno výběru toho správného senzoru pro náš letoun.

5 Současná dostupná technologie

MEMS senzory jsou prakticky složeny ze dvou částí. Jednak nelze upustit od mechanické součásti snímače, a tudíž hlavní složku tvoří miniaturní mechanický snímač a druhou složkou je elektronický převodník, který převádí naměřené hodnoty na elektrické signály, se kterými jsme již zvyklí pracovat. V principu existují konstrukce jak dvou čipové (oddělené), tak jedno čipové. Je vhodné si uvědomit, že se zmenšováním a „zjednodušováním“ mechanických součástí roste spolehlivost a životnost snímače a jejich provoz vyžaduje pouze zlomek energie. Přestože výroba je bezesporu náročná, úspora materiálu spolu se sériovou produkcí znamená přinejmenším v tomto případě výrazné zlevnění. Stinnou stránkou je problematika přesnosti, která v současnosti nedosahuje takových kvalit a její zlepšení je v těchto velikostních podmínkách již poměrně obtížné.

Existuje řada společností zabývajících se vývojem a výrobou jak samotných senzorů, tak celých jednotek složených ze tří akcelerometrů a tří gyroskopů, což potřebujeme. Z praktického hlediska je výhodné pořídit již kompletní sadu, jelikož odpadá problém s přesným umístěním jednotlivých senzorů na základní desku, a potažmo minimalizace chyb vzniklých počátečním nepřesným seřazením. Jediné, co bude zbývat, je připevnit jednotku do letounu tak, aby její natočení přesně souhlasilo se směrem letu, aby nedocházelo ke driftu polohy už z důvodu počátečního špatného nastavení.

Předtím, než bude uveden samotný výběr vhodných jednotek, je nutné se nejprve seznámit s charakteristikami, na které lze narazit. Jedná se hlavně o sérii vlastností, které popisují, jak přesná jednotka ve výsledku bude. Většina z nich je získaná praktickými měřeními, některé jsou spíše odhadnuty na svou maximální hodnotu. Je však nutné si uvědomit, že těchto výsledků nemusí být obecně dosaženo, jelikož se jedná o velmi precizní senzory a každá vnější byt' menší chyba, například v umístění jednotky na trup letounu, může a přinese značnou chybu. Následuje tedy výčet charakteristik, které nás z pohledu uživatele zajímají nejvíce.

- Počet os citlivosti (*Number of Sensing Axes*) – udává počet os, ve kterých je jednotka citlivá. Většina inerciálních jednotek je složená ze tří gyroskopů a tří akcelerometrů, což je pro nás plně vyhovující.
- Rozsah měření (*Measurement Range*) – definuje rozmezí, ve kterém je jednotka schopna měřit, respektive definuje maximální změřitelnou hodnotu. U gyroskopů se tyto hodnoty pohybují na hranici v rozmezí 200 – 2000 °/s, u akcelerometrů pak ± 2 až ± 10 g. Vzhledem k předpokládanému využití letounu nebude potřeba aplikovat zbytečně vysoké

rozsahy. Je vhodné si uvědomit, že se zvýšením rozsahu zpravidla klesá citlivost senzoru. Přetížení $\pm 10g$ se například ztotožňuje již spíše s akrobatickými letouny, (a to některé cvičné akrobatické letouny ani nemusejí být na takové přetížení konstrukčně stavěné), rovněž úhlová rychlost otáčení – otočení více než 5x okolo osy za vteřinu vysoko převyšuje požadavky.

- Citlivost (*Sensitivity*) – citlivost, na druhou stranu, je vlastnost, kterou je vhodné udržet na co nejnižší úrovni, neboť definuje minimální zrychlení / úhlovou rychlost, kterou jsou senzory schopny zachytit. Dostatečně citlivý senzor bude schopen zachytit i jemné poryvy větru, které na letoun působí, a tím téměř eliminovat chybu způsobenou drobným snosem letounu.
- Nelinearita (*Nonlinearity*) – gyroskopy i akcelerometry jako takové mají analogový výstup. Nelinearita potom udává, jak moc je proporcionální průběh napětí k průběhu měřené veličiny. Udává se jako procentuální odchylka od lineárního průběhu.
- Pracovní teplotní rozsah (*Working Temperature Range*) – většina elektronických součástí je schopna pracovat v rozmezí přinejmenším od -40° do $+80^{\circ}$, což plně dostačuje našim požadavkům.
- Odolnost proti přetížení (*Shock Survivability*) – udává, jaké maximální zrychlení dokáže nárazově jednotka ustát. V běžném provozu se k těmto hodnotám (většinou okolo 200-500 g) letoun ani nepřiblíží. Obecně lze navíc předpokládat, že výbava letadla by případný pád nepřežila. Zde se mohou vyšplhat hodnoty přetížení krátkodobě velmi vysoko, což by samo o sobě senzor pravděpodobně zničilo, nebo přinejmenším znehodnotilo jeho přesnost nad únosnou míru, nicméně samotný náraz většinou tak jako tak znamená fyzickou likvidaci přístroje.
- Frekvence vzorkování (*Bandwidth*) – určuje, jak často můžeme získat ze senzoru údaje. Například 20 Hz znamená, že jednotka poskytne informaci celkem dvacetkrát za sekundu. Čím vyšší frekvence aktualizace údajů, tím přesnější jednotka nakonec bude. Tuto hodnotu ovlivňuje několik faktorů, jako rychlost procesoru (s tím související rozlišení číslcových převodníků, velikost bufferu, atd.) a také kvalita výstupních filtrů, které upravují signál s cílem zpřesnění hodnot.
- Úhlová náhodná chyba (*Angular Random Walk*) – někdy též označovaná jako šum gyroskopu, jelikož chyba je způsobena právě bílým šumem v důsledku termomechanických jevů. Zjednodušeně, šum představuje hodnotu, která se náhodně přidá k výstupnímu signálu, a tím ovlivňuje celkový výstup, který je navíc dále integrován. Dohromady se jedná o podstatnou chybu gyroskopu, která postupem času silně narůstá.

- Rychlostní náhodná chyba (*Velocity Random Walk*) – jedná se podobně jako u gyroskopů o šum, který způsobuje odchylky ve výstupu, tentokrát akcelerometru, zde dokonce dvakrát integrován.
- Bias (*Bias*) – znamená výstup gyroskopu nebo akcelerometru, je-li v klidu. V zásadě, přestože by v tomto případě neměl gyroskop ani akcelerometr vykazovat žádnou hodnotu, vykazují různé údaje, které jsou dány zejména chybami v kalibraci, spínáním senzoru, či různým poškozením senzoru, například v důsledku přetížení. Integrací výstupu z gyroskopu a dvojitou integrací výstupu z akcelerometru se chyba samozřejmě ještě zvětšuje. Chyba je navíc ovlivňovaná bílým šumem a není tudíž konstantní. Je tedy velmi problematické definovat jednoznačně konkrétní hodnotu pro každý senzor, proto se udává střední hodnota získaná v průběhu dlouhého provozu. Tyto odchylky, jelikož jsou relativně předvídatelné, jsou v inerciálních jednotkách odstraňovány při kalibraci. Ta ovšem není nikdy stoprocentní, jak vyplývá z její nestability.
- Stabilita bias (*Bias Stability*, někdy též označovaná jako *Bias Instability*) – určuje, jak moc konstantní zůstává bias v průběhu času. Obecně to znamená, jak moc zůstává výstup z gyroskopu nebo akcelerometru konstantní při stejném vstupu. Jak bylo řečeno, výstup se může měnit, a právě pomocí této veličiny se odhaduje, nakolik může konečný výstup oscilovat.

Dá se tedy říci, že nejvíce zajímavé jsou celkem čtyři údaje týkající se přesnosti. Bias Stability (dále jen BS) – jednak pro gyroskopy a jednak pro akcelerometry a Angular Random Walk (dále jen ARW) spolu s Velocity Random Walk (dále jen VRW), které dohromady definují přesnost senzoru, kterou lze očekávat.

V důsledku ARW bude výstup kolísat okolo správné hodnoty, což je způsobeno přidáváním náhodného šumového signálu. Pokud by se měřilo kolísání výstupu z gyroskopu při konstantním vstupu (ať už nulovém vstupu, nebo při konstantní úhlové rychlosti otáčení), dala by se vytvořit pomyslná Gaussova křivka, která by definovala rozložení skutečných výstupních hodnot okolo té správné hodnoty. Hodnota ARW potom určuje, jakou standardní odchylku bude mít dané rozložení náhodné veličiny. Obecně lze předpokládat, že výstup se bude řídit normálním rozdělením s parametry μ (střední hodnota – správná hodnota výstupu při daném vstupu), σ (směrodatná odchylka, která určuje, jak moc se pravděpodobně mohou lišit skutečné výstupy od toho správného). Nejčastěji je tato odchylka udávána v jednotkách $^{\circ}/\sqrt{h}$ a praktický význam je následující:

Mějme gyroskop, který má udanou $ARW = 2^\circ/\sqrt{h}$. To znamená, že po jedné hodině provozu lze očekávat, že standardní odchylka normálního rozdělení σ bude rovna 2° . Po dvou hodinách provozu by potom byla rovna $2,83^\circ$ (časová konstanta se odmocňuje, proto není nárůst lineární). V praxi si lze tuto skutečnost představit tak, že 68% hodnot, které gyroskop za hodinu vykáže, padne do intervalu $<-2^\circ, +2^\circ>$ od správné hodnoty, jinými slovy 2/3 hodnot nebudou mít větší odchylku, než 2° . Procentuální zastoupení hodnot je dáno tím, že většina výrobců udává tuto hodnotu v intervalu tzv. 1σ , který má velikost právě 0,68. Někteří výrobci však udávají přesnost až 3σ , což by potom znamenalo, že interval obsáhne 99,7% všech hodnot, což samozřejmě pokrývá podstatně větší část skutečnosti a odchylka tím bude zdánlivě poměrně o dost větší.

Podobně je definován VRW. Udané číslo prezentuje opět směrodatnou odchylku pomyslného rozdělení pravděpodobnosti, ze kterého lze odhadnout, do jakého intervalu padne 68% hodnot. VRW se udává v jednotkách $\mu g/\sqrt{Hz}$ nebo $m/s/\sqrt{h}$ [5].

BS reprezentuje kolísání aktuální hodnoty bias, kterou vykazuje daný senzor v daný čas okolo hodnoty, která je získaná průměrem hodnot za delší časové období a tedy okolo hodnoty, na kterou je senzor kalibrován a která je kompenzována, aby měla co nejmenší vliv. Jedná se v zásadě o chybu senzoru způsobenou nepřesným umístěním, různými vadami senzoru a podobně. Nejčastěji se udává v hodnotách $^\circ/h$ pro gyroskopy a $\mu g/h$ pro akcelerometry. Principiálně popisuje opět směrodatnou odchylku jako v předchozích případech. Vzhledem k tomu, že tato stabilita se v důsledku integrace poměrně rapidně zvyšuje, její nízká hodnota je základním předpokladem pro kvalitní senzor.

Výběr je tedy omezen následujícími čtyřmi parametry:

- BS – čím menší tato hodnota bude, tím lépe. Bohužel MEMS gyroskopy poměrně silně podléhají časovému driftu, a tak nelze v této kategorii očekávat žádné zázraky. Co se týče laserových gyroskopů, které jsou dnes hojně využívány pro přesnou navigaci (RNP-1 – Required Navigation Performance, *požadovaná navigační přesnost 1 míle*), u těch lze nalézt stabilitu okolo $0,001^\circ/h$, což je v těchto podmínkách takřka nedosažitelné.
- ARW/VRW – opět, čím menší tyto hodnoty budou, tím lépe. Podobně jako u stability dosahují laserové gyroskopy rovněž hodnot okolo $0,001^\circ/\sqrt{h}$, což je zde, bohužel, také nereálné.
- Rozměry, respektive hmotnost – v zásadě lze jednotky rozdělit do dvou skupin. V první skupině jsou jednotky používající MEMS akcelerometry i gyroskopy, v takovém případě se většinou vejdou do několika desítek gramů. Ve druhé skupině jsou již použity například

optické gyroskopy ve snaze zpřesnit jednotku při zachování relativně malých rozměrů – tyto jednotky vycházejí hmotnostně zhruba na půl kilogramu, což znamená přílišnou zátěž, nicméně pořád to není tak vysoká hodnota, aby nebylo možné přístup přehodnotit.

- Cena – ačkoliv lze vybírat z nepřeberného množství senzorů a vybrat takřka plně vyhovující senzor, dalším limitem je většinou cena, jelikož obecně platí, že čím přesnější senzor, tím dražší. Neplatí to sice úplně vždy, nicméně za kvalitu je potřeba zaplatit.

Následuje tabulka obsahující celkový průřez dostupné technologie. Existuje řada společností zabývajících se vývojem a výrobou miniaturních senzorů, které jsou používány např. k záznamu pohybu, apod. Tyto senzory, bohužel, ne zcela odpovídají našim požadavkům, nejsou proto zahrnuty takřka vůbec.

Jak bylo nastíněno již na začátku, existují jednak komplexní jednotky, které již samy zvládnou generovat informace o poloze letadla, případně jiné informace a jednak jednotlivé senzory. Vzhledem k problematice umístění jednotlivých senzorů (minimálně 3 x akcelerometr a 3 x gyroskop) a jejich kalibraci je zvolena spíše cesta celkové IMU, případně AHRS jednotky (Attitude & Heading Reference Systém, *jednotka poskytující údaje o poloze letounu – natočení v prostoru*), která umožní získ potřebných dat. K problematice jednotlivých senzorů se dále váže nutnost integrace analogovo-digitálních převodníků, jelikož výstupy takových senzorů jsou zpravidla proporcionálně-napětové, ale také integrace dalších jednotek jako mikroprocesor, magnetometry, barometr apod. V dnes dostupných kompletech nalezneme všechny tyto potřebné součásti sloučené na jednom čipu.

Tab. 5.1 obsahuje základní údaje potřebné pro rozhodnutí o výběru nejvhodnějšího kandidáta. Vedle již definovaných požadavků na ARW/VRW, BS, rozměry (X, Y, Z v milimetrech) a hmotnost (m v gramech) jednotlivých kandidátů je zde uvedena ještě průměrná udaná spotřeba (P_0 ve wattech), jelikož větší jednotky by mohly mít vliv na provoz letounu, ačkoliv prozatím není zcela jasné, s jak velkým přebytkem výkonu lze vůbec počítat. Nicméně u většiny jednotek nebude tento faktor hrát prakticky žádnou roli.

Tab. 5.1: Výčet použitelných senzorů

název	výrobce	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	m [g]	P ₀ [W]	BS [°/h]	ARW [°/√h]	BS [μg]	VRW [μg/√Hz]	Cena tis.Kč
TSS-HG-1	YEI	53	64	10	45	0,7	0,001	0,00005		25	30
US-AIMU	Goodrich	30	30	11	15	0,3	1	0,05	200	50	220
LandMark 40	Gladiator Tech.	67	45	30	103	0,4	6	0,12	80	120	120
NavChip ISNC01	InterSense	24	14	9	6	0,2	10	0,18	50	70	110
Spatial	Advanced nav.	28	36	20	25	0,5	18	0,3	60	400	70
VN-200	VectorNav	33	36	9	13	0,4	20	0,3		400	70
TSS-EM	YEI	23	23	2,2	1,3	0,2	11	1,8		99	2
Mti 10 IMU	Xsens	57	42	23	52	0,5	18	1,8	40	80	23
H3-IMU	MEMsense	20	15	7	55	1	20	2	750	127	52
ADIS1632	Analog devices	23	23	23	16	0,3	25	2	41		7
IG-500A	SBG Systems	50	36	22	40	0,4	20	3		250	43
CHR-UM6	CH Robotics	28	24	12	15	0,3	1,8				3
DSP1750/qa700	KVH + HW	-	-	-	450	8	2	0,05	8000		400
sdi500-AB00	Systron Donner	76	76	76	600	5	1	0,02	100	100	320
1750 IMU	KVH	89	74	89	640	5	0,05	0,013	7500		400
μIMU-IC	Northrop	85	85	60	680	8	0,1	0,3	10	250	300
ISIS - GPS	Inertial Science	110	110	76	910	60	5	0,2	1000		200

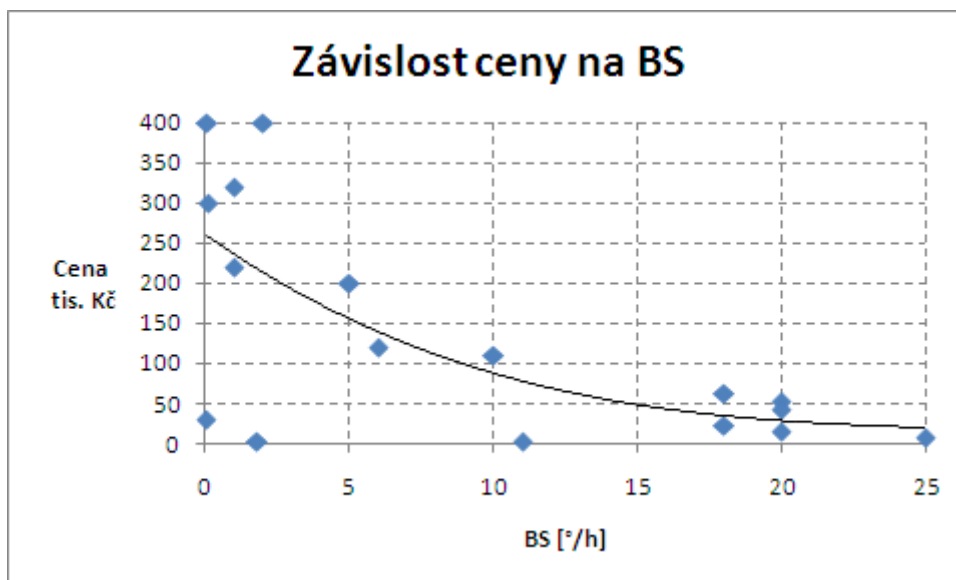
Bohužel, ne všichni výrobci uvádějí na svých webových stránkách konečnou cenu za konkrétní senzor a ne u všech nabízených senzorů jsou konkrétní hodnoty naměřených přesností, aby bylo možné je všechny snadno porovnat. Většina obchodníků je rovněž velmi obezřetná při poskytování potřebných dat a některé údaje odmítají sdělit. Proto některá data v tabulce chybí, přesto jsou senzory pro zajímavost uvedeny. Některé údaje, především ceny, jsou rovněž často získány zprostředkovaně, a tudíž jsou ceny celkově uvedeny jako orientační. Vedle velmi zajímavých senzorů jsou pro úplnost uvedeny i některé větší senzory, které jsou např. používány na amerických bezpilotních strojích. Jedná se především o jednotky z dílny Honeywell nebo KVH. Vybrané jednotky jsou řazeny podle nejvýznamnějších hodnot, a to podle ARW a poté BS hodnoty pro gyroskopy. Tabulka je tedy rozdělená na dvě části, přičemž posledních pět uvedených jednotek má hmotnost přes 400 gramů a zároveň výrazně větší rozměry, což vymezuje nevyužitelné jednotky. Průměrně vycházejí tyto jednotky 25x větší než jejich miniaturní verze co se týče objemu, který zaberou. V případě, že by byla k dispozici dostatečná volná hmotnostní kapacita, určitě by stálo za to investovat do některého z těchto senzorů, jelikož přesnost oproti ostatním je značná. Přestože výrobce většinou oficiální cenu neuvádí, dá se předpokládat, že senzory se vyšplhají na několik set tisíc korun.

Stranou těchto senzorů obsahuje tabulka množství poměrně kvalitních a zároveň cenově dostupných senzorů, mezi nimiž vyniká například LandMark 40 a US-AIMU. Tyto čipy jsou rovněž velmi drahé, nicméně nabízejí celkem solidní přesnou základnu. Zajímavý je rovněž nejlevnější čip z dílny YEI, a to TSS-EM – buď samotný čip za pouhé dva tisíce korun, nebo sestavený KIT za pět tisíc. Přes svou velmi nízkou cenu vyniká celkem slušnou přesností.

Vzhledem k problematice nejednotnosti udávaných údajů lze senzory takto poměrně obtížně srovnat. Mnozí výrobci uvádějí údaje o přesnosti jako maximální hodnotu, přičemž připouštějí, že reálné hodnoty jsou mnohem nižší. Naopak někteří výrobci záměrně publikují ty nejlepší výsledky. Laboratorní testy této problematiky mohou být zavádějící a jejich výsledky je zapotřebí brát s jistou dávkou rezervy. Je vhodné se zaměřit na konkrétní jméno firmy a jejich reference, jelikož to hovoří nejvíce o kvalitě daných produktů. Mezi dobře známé společnosti patří samozřejmě Honeywell, KVH či Goodrich. Zde se dá předpokládat, že společnost nabízí to, co vskutku uvádí. Pro zajímavost je v tabulce uvedena kombinace senzorů z dílny Honeywell a KVH – konkrétně se jedná o 3 akcelerometry qa700 z dílny HW a 2 gyroskopy (jeden jednoosý, jeden dvouosý) DSP1750 z dílny KVH. Jedná se pravděpodobně o jednu z nejlepších sestav, která by přitom do malinko větších bezpilotních letounů bez problémů vešla. Ačkoliv to tak nevypadá, data uvedená v tabulce jsou maximální hodnoty, v praxi to budou hodnoty menší. Společnost Honeywell je navíc povětšinou uznávaná jako vůbec nejlepší společnost vyrábějící akcelerometry nejvyšší kvality, přestože zkušenosti nadšenců s nákupem u této firmy jsou často spíše negativní. Bohužel, jakkoliv oslnivé výkony celá jednotka podává, její přílišná hmotnost, která je daná především optickými gyroskopy (přes 100 gramů s příslušnou elektronikou) a také většími a velmi přesnými akcelerometry, brání v jejím užití. Velmi oslnivá je rovněž její odhadnutá cena.

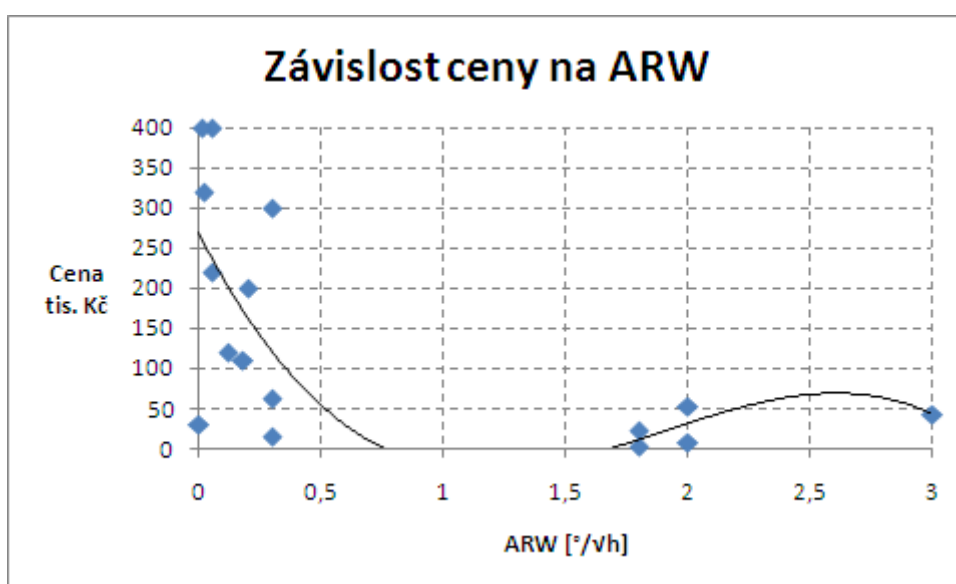
Následující graf, zobrazen na obr. 5.1, ukazuje praktickou závislost mezi přesností (konkrétně hodnota BS gyroskopu) a cenou. Jedná se zřejmě o jediný graf, který má rozumnou vypovídající hodnotu a je vytvořen z předložené tabulky, což mimoděk poukazuje na skutečnost, že trh není zřejmě úplně sjednocen v cenách, za které jednotlivé společnosti nabízejí svoje senzory. Je pozoruhodné, že výrazně přesnější senzory nemusejí stát nutně více peněz. Samozřejmě, že cena produktu je ovlivněna množstvím dalších vlastností, zejména svou velikostí, nicméně MEMS senzory mají všechny velmi malou a prakticky srovnatelnou velikost, jak je patrné z tabulky. Zřejmě zde hraje roli i skutečnost, jakým způsobem se samotné testy přesnosti provádějí, neboť nemohou mezi kvalitativně srovnatelnými senzory existovat tak diametrální rozdíly, a tudíž nemusejí udané charakteristiky plně odpovídat skutečnosti. Hodnoty závislosti ARW na ceně mají poměrně velký rozptyl a závislost je

neprokazatelná. Stejně tak závislost hmotnosti, nebo objemu na ceně, což ovšem není úplně překvapující. V grafu je naznačena spojnice trendu, která simuluje již od začátku předpokládanou exponenciální závislost přesnosti na celkové ceně – čili čím větší přesnost (menší hodnota odchylky), tím větší cena.

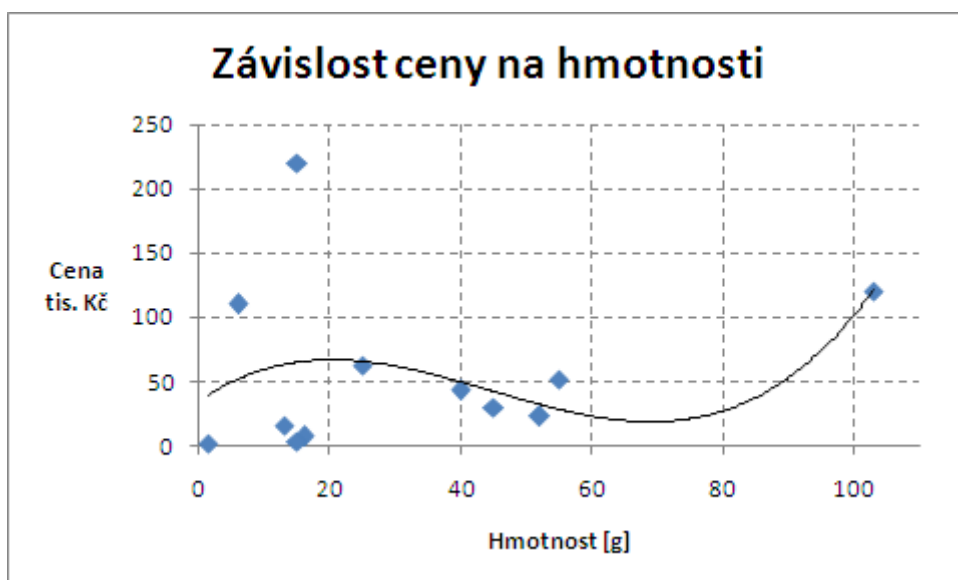


Obr. 5.1: Graf závislosti ceny na BS

Pro zajímavost jsou vytvořeny i další grafy, které poukazují na závislost dalších vlastností na ceně. Konkrétně graf závislosti ceny na ARW, uveden na obr. 5.2 a graf závislosti ceny na hmotnosti na obr. 5.3. Z grafů tedy vyplývá, že není nutné zaplatit zbytečně moc peněz za přesnější senzor. Je zde několik senzorů, které vykazují solidní vlastnosti za nízkou cenu, ovšem praktické vlastnosti ukáže až skutečné použití v provozu, případně při zkouškách.



Obr. 5.2: Graf závislosti ceny na ARW



Obr. 5.3: Graf závislosti ceny na hmotnosti přístroje

6 Výběr a posouzení vhodného senzoru

Jak se jeví z předložené tabulky, vyskytuje se na prvním místě zřejmě jednoznačný vítěz celého klání. Na první pohled se zdá, že jednotka HiPerGyro od firmy Yost Engineering, Inc. je až neskutečně přesná. Zdání je, bohužel, pravdivé. Předně je vhodné uvést, že tato jednotka přišla na trh poměrně nedávno a zavádějící údaje přesnosti jsou skutečně lehce přehnané. Hlavním rozdílem je to, že uvedená data nejsou pro dynamické podmínky, (tudíž senzor je v klidu), kdežto u ostatních senzorů se o dynamické podmínky jedná. Tím došlo k prvotnímu neskutečnému nárůstu v přesnosti této jednotky. Důvodem pro tuto zavádějící informaci je to, že dynamická data prozatím nejsou k dispozici, nicméně i tak lze očekávat, že se senzor umístí na přední pozici celé tabulky, neboť velice sofistikovaným a inovativním způsobem přistupuje k nakládání s údaji z jednotlivých senzorů.

Předně obsahuje jednotka poměrně široké možnosti nastavení. Lze si vybrat různé druhy využití senzorických dat a jejich vzájemné kombinace – především postup dat skrze výpočetní filtr, který určuje, kdy je který senzor přesnější a jeho výstup považuje za hlavní. Dají se zde nastavit podmínky, které zařídí ignorování výstupu z gyroskopu při velmi nepatrném pohybu (eliminace vibrací a podobně), filtr také vzájemně porovnává výstupy z gyroskopů, aby bylo možné odhadnout stabilitu bias i při provozu a výrazně tak omezit chybovost.

Jelikož se jedná o klasickou AHRS jednotku, výstupem z jednotky jsou data v několika různých formátech, z nichž ani jeden prozatím plně nevyhovuje dříve předloženému algoritmu. Dle získaného manuálu si lze na výstupu jednotky široce vybrat, budou však popsány poměrně stručně z důvodu, který bude vyřešen dále. Dva nejvýznamnější typy možného výstupu jsou:

- Kvaterniony (*Quaternions*) – jedná se o poměrně starou oblast matematiky, kterou se dnes modelují různé 3D počítačové animace. Jedná se zřejmě o nejjednodušší způsob výpočtu rotace v prostoru, respektive jejich skládání, (což vyhovuje požadavkům na rotaci kolem 3 os současně) a je tedy relativně vhodným výstupem polohového systému, jakým AHRS je. Výstupem jsou souřadnice vektoru natočení soustavy.
- Eulerovy úhly (*Euler angles*) – série tří úhlů, které popisují otočení tělesa vzhledem k počátečním souřadným osám. Jedná se o více tradiční výstup z polohových jednotek, nicméně počítání s kvaterniony je poměrně jednodušší, a tím lehce zvládnutelné i slabšími procesory.

Mezi další výstupy lze pak zařadit matici rotace, či přístup k „surovým“ datům ze senzoru, přístup k různě kalibrovaným datům a podobně. Obecně lze říci, že tyto výstupy poskytuje téměř každá běžně dostupná AHRS jednotka. Problém je v tom, že se prozatím stále jedná o polohovou jednotku, díky které získáme představu, jak je letadlo v prostoru natočeno, nikoliv kde se aktuálně nachází. Protože tato informace samotná nám může těžko postačovat k provádění algoritmu tak, jak byl naznačen, bude potřeba tyto data určitým způsobem transformovat.

Na základě tohoto vytýčeného požadavku byl vymyšlen způsob, (který byl již lehce naznačen na začátku), jakým lze nejjednodušeji z těchto výstupů získat údaje o skutečné poloze letounu v prostoru (tím se myslí vzdálenost letounu od počátečního bodu v jednotlivých osách). Na základě výstupu kvaternionů lze získat prakticky konečný vektor natočení letounu v daném okamžiku a tudíž sérii souřadnic $[x, y, z]$, které definují směr daného vektoru. Dále lze z akcelerometrů získat čistá data o zrychlení v jednotlivých osách. Z tohoto společně je tedy možné získat uletěnou dráhu, toto je v zásadě principem inerciálních navigačních systémů. S tímto požadavkem jsem se obrátil na technickou podporu firmy, která mé domněnky z větší části vyvrátila. Přestože postup je teoreticky správný, prakticky není možné počítat s jeho funkčností, dokonce ani při krátkodobém použití. Na základě zkušeností společnosti – dvojitá integrace samotného výstupu z akcelerometrů natolik zvětšuje chybu v určení uletěné dráhy, že je takovýto výstup absolutně nepoužitelný. Závěr je dle mého názoru tedy takový, že v MEMS podmínkách prozatím neexistují natolik přesné akcelerometry, aby se daly bez větších problémů použít například pro automatickou navigaci.

Tohle všechno je ostatně důvodem, proč jsou všechny miniaturní jednotky pouze jednotkami AHRS/IMU, jelikož fakticky neumožňují navigaci, pouze poskytují údaje o natočení letounu, na což jejich přesnost stačí. Jakkoliv se zpočátku zdála dosažitelnost řešení za pomoci miniaturní IMU jednotky snadno realizovatelná, opak je, bohužel, pravdou. Dle mého názoru je bezpředmětné dále se zabývat tímto konstrukčním řešením (cestou nezávislosti) a připustit určité změny v předem vytýčeném konceptu. Na základě nově zjištěných skutečností nezbyvá než navrhnout INS systém, který bude podporován družicovým systémem GNSS (Global Navigation Satellite System, *globální navigační satelitní systém*), jelikož se jedná o jednoznačně nejvýhodnější řešení.

7 Inerciální navigační systém s podporou GPS

Přestože snahou bylo vytvořit plně nezávislý systém, toto řešení se ukázalo v našich podmínkách nerealizovatelné. Z toho důvodu je nutné přistoupit k využití družicové navigace. Aplikací družicové aktualizace polohy bude však konečně možno dosáhnout žádané přesnosti a získají se i další výhody ukryté v již více sofistikovaném výstupu z takových jednotek.

Přestože by se mohlo zdát, že nejlepším způsobem bude přidat k již uvažované inerciální jednotce ještě GPS přijímač a jejich výstupy vzájemně zkombinovat, jako vhodnější se zdá použití již na trhu dostupných jednotek, které v sobě implementují jak INS, tak GPS. Ačkoliv se jedná o podstatné rozšíření senzoru, kupodivu nejsou tyto senzory o moc dražší. Některé z již uvažovaných senzorů, které se objevily v tab. 5.1, mají v sobě přijímač GPS zabudován (uvedeny byly proto, že tuto korekci není nutno použít a je tudíž volitelná součást). Konkrétně se jedná o následující dva senzory, ze kterých bude tentokrát již vybrána nejvhodnější jednotka (tab. 7.1).

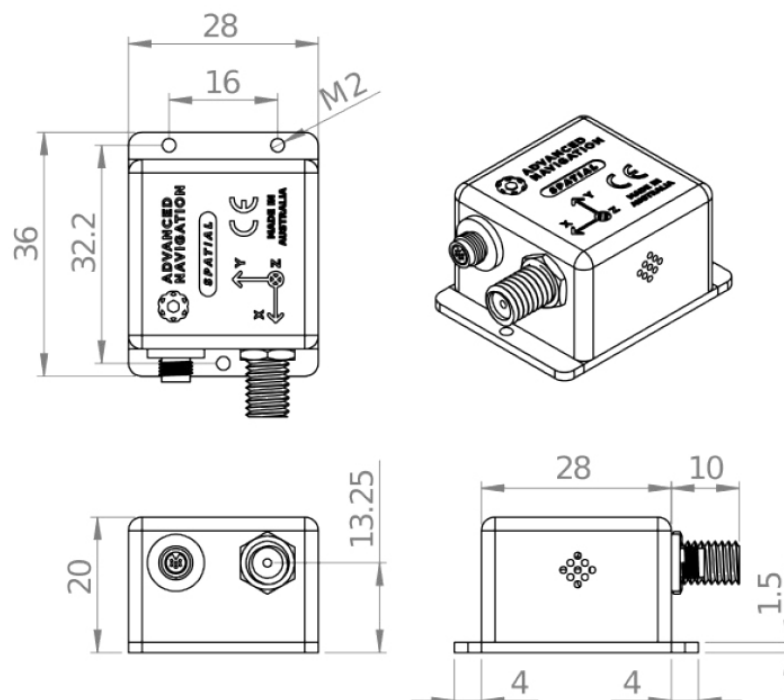
Tab. 7.1: Nejvhodnější INS/GPS jednotky

název	výrobce	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	m [g]	P ₀ [W]	BS [°/h]	ARW [°/√h]	BS [μg]	VRW [μg/√Hz]	Cena tis.Kč
Spatial	Advanced nav.	28	36	20	25	0,5	18	0,3	60	400	70
VN-200	VectorNav	33	36	9	13	0,4	20	0,3		400	70

Jakkoliv hrála v předchozích kapitolách přesnost jednotlivých senzorů velmi podstatnou roli, nyní se zdá, že funkce inerciální navigace relativně ustoupila dozadu a stabilita bias a ARW již nebudou představovat taková omezení. Předně, obě jednotky jsou velmi malé s prakticky stejnými parametry. Kupodivu obě jednotky vycházejí rovněž cenově prakticky stejně. Protože u jednotky Spatial je dostupná široká dokumentace a společnost Advanced nav. má dobré reference, bude vybrána tato.

Jednotka Spatial, podobně jako jí podobné větší verze, běžně užívané v dopravních letadlech, kombinuje výhody inerciálního a družicového systému. Družicové systémy nepodléhají žádnému driftu a jejich přesnost závisí výlučně na kvalitě a dostupnosti signálů z družic. Tuto část lze tedy považovat za dlouhodobě přesnou část. Naproti tomu inerciální systémy těmto driftům, bohužel, velmi silně podléhají a přesnost samotných jednotek je tudíž dlouhodobě mizerná. Z krátkodobého hlediska je však inerce o mnoho přesnější než družice. Oba druhy údajů společně prochází vylepšeným Kalmánovým filtrem, který je navržen tak, aby se údaje vzájemně doplnily a zpřesnily. Ve výsledku dosahuje jednotka přesnosti

několika metrů. Následuje obr. 7.1, který ukazuje velikost jednotky a dále výčet základních parametrů této jednotky:



Obr. 7.1: INS/GNSS Spatial [16]

7.1 Technické specifikace

Jak již bylo naznačeno, jednotka se skládá ze tří teplotně kalibrovaných akcelerometrů, tří gyroskopů a magnetometrů, tlakového senzoru a GNSS přijímače. Nedílnou součástí je samozřejmě ještě externí anténa pro příjem družicových signálů. Její velikost ani hmotnost by neměla hrát žádnou omezující roli pro letoun. Senzory jsou kalibrovány na stabilitu bias, jejich vzájemné umístění, umístění do pouzdra a nelinearitu závislosti napětí na odchylce. Jednotlivé senzory umožňují nastavení měřeného rozsahu, s čímž souvisí jejich citlivost, lze tedy nastavit citlivost na maximum při minimálním potřebném rozsahu.

Jelikož se již vskutku jedná o INS/GNSS v pravém slova smyslu (tedy navigační, nikoli orientační nebo polohový systém), jsou k dispozici vedle údajů o přesnosti senzorů i údaje o celkové přesnosti navigace. Ta je dána hlavně družicovou částí. Výrobce udává horizontální přesnost 2 metry a vertikální přesnost 3 metry. Je-li to skutečně pravda, pak lze hovořit prakticky o absolutní přesnosti. Této přesnosti je dosaženo především tím, že přijímač GNSS dokáže přijímat a dekódovat údaje z celkem 4 systémů. Konkrétně samozřejmě americký GPS, evropský Galileo, ruský GLONASS a čínský COMPASS, přestože poslední tři nejsou oficiálně plně funkční, především z důvodu nedostatečného počtu družic na oběžných drahách. Přijímač rovněž dokáže zpřesňovat údaje z dalších družic systému SBAS (Satellite

Based Augmentation System, *systém pro zpřesnění družicové navigace*). Konkrétně například pro Evropu je k dispozici systém EGNOS (European geostationary Navigation Overlay Service, *evropský systém pro podporu družicové navigace*, který pomocí několika družic Inmarsat či Astra zpřesňuje GNSS, pomocí různých korekčních údajů. Jednotka rovněž disponuje systémem RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring, *sledování integrity družic*), který je schopen vyřadit zcela vadné nebo jinak nefunkční či nepřesné družice a vyloučit je z výpočtu polohy. Přesnost navigace byla prokázána v sérii celkem tří testů, ve kterých byla porovnávána s velmi výkonnou jednotkou RTK FOG INS (Real Time Kinematic Fiber Optic Gyro INS). Tato jednotka je spojením výkonné optické inerce společně s diferenciální družicovou korekcí o přesnosti polohy do 0,02 metrů. Prakticky jediný test, kde se jednotka významněji odchýlila, byl průjezd tunelem, kde nebyla k dispozici aktualizace z GNSS. V tomto případě vykazala jednotka odchylku cca 35 metrů za minutu, což svědčí o tom, že samotná INS je v těchto velikostních podmínkách pro tyto účely vskutku nepoužitelná. V dalších dvou testech prokázala svou přesnost do 2, respektive 3 metrů, navíc byla schopna navigovat i v hustě osídlené oblasti mezi mrakodrapy, kde může dojít k velmi velkým zkreslením u čistě družicové navigace.

Komunikace s jednotkou Spatial probíhá po klasické sběrnici RS232, v minimální konektorové kombinaci tří vodičů (příjem, vysílání, uzemnění), mimo to jsou zde ještě další dva vodiče pro programování jednotky (GPIO 1 a GPIO 2) a zdroj napětí. Jednotka je schopná pracovat s napětím od 4,2 do 17 voltů, takže zřejmě nebude zapotřebí napěťových měničů. Rovněž pracovní teplotní rozsah -45 až +80 °C a schopnost odolat přetížení až 2000 g jsou plně dostačující potřebným rozsahům. Proti přepětí či podpětí je jednotka chráněna pojistkami, při překročení teplotního rozsahu dochází k deaktivaci jednotky za účelem zabránění jejího poškození.

Konstrukce jednotky je poměrně robustní. Hliníkový obal pro co nejmenší hmotnost odolává krátkodobě velkému rozsahu různých agresivních látek. Jednotka je schopná odolat tlaku vody v hloubce do jednoho metru, (to je dáno tím, že v obalu jsou speciální otvory, aby bylo možné získat atmosférický tlak). Dobře odolává i slané vodě, či slabým kyselinám a zásadám.

7.2 Komunikace s jednotkou

Komunikace s jednotkou probíhá pomocí protokolu ANPP (Advanced Navigation Packet Protocol, *paketový protokol z dílny Advanced Navigation*). Jeho struktura je zobrazena na obr. 7.2.

Úvod				
LRC	Typ paketu	Délka	CRC 16	Data

Obr. 7.2: Struktura paketů

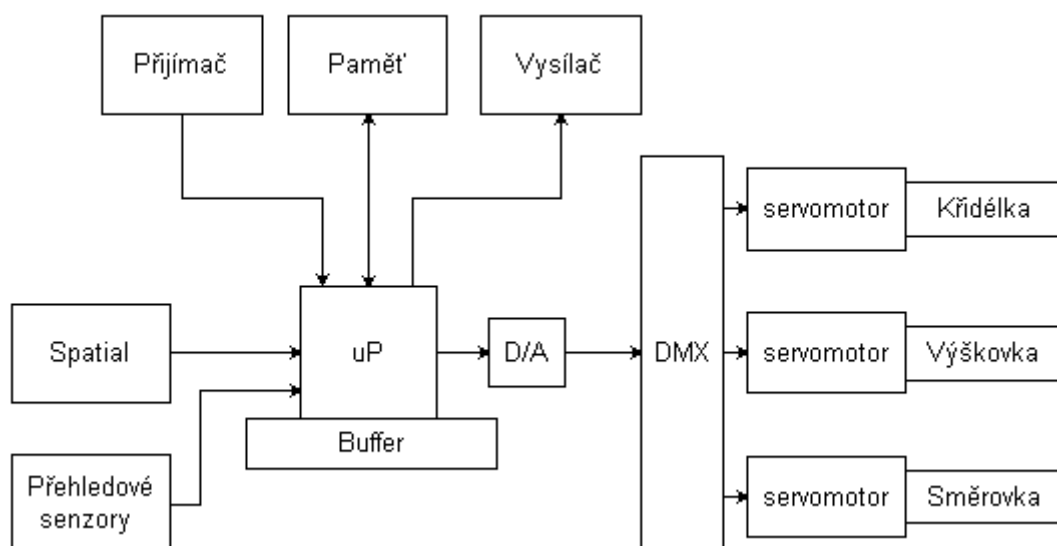
Úvodní část každého paketu má délku 40 bitů. LRC (Longitudinal Redundancy Check, *podélná kontrola redundance*) představuje první kontrolu na výskyt chyb v paketu a umožňuje rovněž nalézt (identifikovat) začátek paketu. Typ paketu představuje jeden z 256 druhů paketu a určuje, jaká data budou v paketu vyslána. Délka představuje množství datových bitů (0-255). Poslední část, CRC 16 (Cyclic Redundancy Check, *cyklická kontrola redundance*), je další kontrola datových bitů pro korekci případných chyb, které se vyskytnou při přenosu dat.

Z typů paketů jsou nejzajímavější pakety obsahující navigační informace. Jednotka dokáže poskytnout velké množství různých údajů, mezi nimiž jsou například polohové úhly, kvaterniony, poloha v geodetickém zemském systému, rychlosti či zrychlení v jednotlivých osách, kalibrovaná data přímo ze senzorů a spousty dalších. Vzhledem k tomu, že u této jednotky je velmi jednoduchý přístup přímo k navigačním údajům ve formě polohy vůči Zemi, je zřejmé, že se jedná o zvolenou možnost, jelikož je nejvýhodnější. Tyto data se skládají ze zeměpisné šířky a zeměpisné délky v radiánech a z výšky v metrech. Číslo paketu, který poskytuje tyto údaje, je 32. Dalším potřebným paketem bude paket č. 36, který obsahuje údaje o rychlosti pohybu letadla v jednotlivých osách. Konkrétně bude stačit údaj o dopředné rychlosti, který bude regulován tak, aby byl co možná nejvíce konstantní.

7.3 Zapojení jednotky v letadle

Jednotku je potřeba fyzicky umístit co nejbližně těžišti letadla, aby byly minimalizovány dopady rušivých momentů. Co nejpresnější sladění s jednotlivými osami letadla je zásadní. Případné odchylky lze kompenzovat úpravou v nastavení jednotky. Jednotka by měla být umístěna co nejbližně GNSS přijímací anténě, která ovšem vyžaduje přímou viditelnost. Jako ideální se jeví umístění obou součástí nad sebou.

Dříve uvedené blokové schéma (obr. 3.3) zůstává platné s určitým zjednodušením. Jednotka Spatial integruje všechny potřebné snímací senzory společně s multiplexorem a koprocесorem pro přípravu výstupních dat. Výstupní data jsou již v digitální formě, která je vhodná pro další zpracování mikroprocesorem. Následující blokové schéma (obr. 7.3) ukazuje způsob propojení jednotlivých součástí systému.



Obr. 7.3: Blokové zapojení celého systému

Stěžejní součástí celého systému je vedle samotné jednotky procesor, který bude zpracovávat získané navigační údaje a umožní vedení letounu po žádané trajektorii. Na tento procesor nebudou kladeny příliš velké nároky, jelikož algoritmus je poměrně jednoduchý. Jako vhodný kandidát by mohl být některý procesor řady ATmega. Procesor má na starosti vykonávání programu, který bude pilotovat letoun. Program bude vytvořen strojovými instrukcemi, pomocí kterých bude procesor průběžně vykonávat regulační činnost.

Ostatní části systému zůstávají tak, jak byly definovány. Demultiplexor rozděljuje data mezi tři akční prvky, pomocí kterých v konečném důsledku dochází k udržení letu po trajektorii. Fyzicky bude tedy výstup z procesoru veden přes převodník a demultiplexor na zesilovače, respektive servomotory. Vysílač by měl být využíván ke kontinuálnímu vysílání polohy letounu a k informování o nalezených objektech. Přijímač zde slouží primárně pouze pro zabránění kritickým situacím, pokud by se za letu vyskytla nějaká chyba, kterou by bylo nutno odstranit vnějším zásahem ze země.

8 Realizace systému

S ohledem na funkční složitost veškeré výbavy letounu je potřeba se na složení podívat velmi komplexně. Jednotku měřící zrychlení a úhlovou rychlost je vhodné umístit co nejbližší k těžišti letounu kvůli vznikajícím momentům a podružným zrychlením, které by jednotku ovlivňovaly. Je velmi problematické hovořit o přesném umístění, jelikož nejsou k dispozici údaje o rozměrech, či hmotnosti prázdného letounu a podobně. Navíc bude zapotřebí umístit na letoun větší množství dalších senzorů, které v konečném důsledku rovněž ovlivní výslednou polohu těžiště, takže přesná definice umístění je v tuto chvíli předčasná.

Požadavky výrobce na umístění jednotky jsou následující:

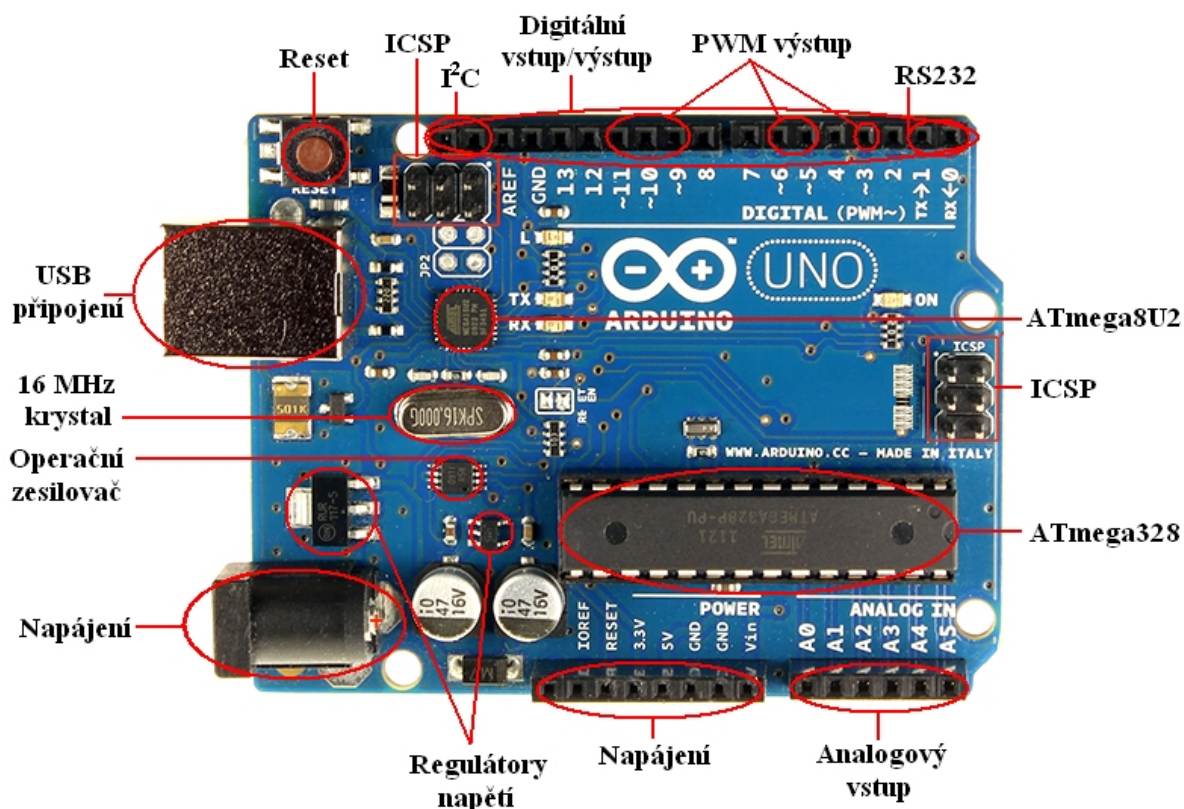
- co nejbližší těžišti
- co nejdále zdrojům magnetických polí
- co nejbližší anténě GPS
- co nejdále od zdrojů vibrací

Dá se říci, že podmínky stanovené výrobcem jsou v těchto podmínkách splnitelné, protože vliv magnetismu a vibrací by měl být minimální. Letoun bude poměrně malý, takže ani zde nebude žádné omezení. Jednotka je konstruována v hliníkovém zapouzdření, které je připraveno na přišroubování ke kostře letadla pomocí tří šroubů M2, jak ukazuje obr. 7.2. Ideálně by měla být jednotka umístěna přesně ve směru letu tak, aby nevznikala žádná odchylka, nicméně drobné nepřesnosti lze samozřejmě upravit softwarově přímo v jednotce.

Dalším zásadním požadavkem je umístění antény GPS. Ideální umístění je nad jednotkou Spatial a zároveň co nejbližší k ní. Požadavky na umístění antény jsou však komplikované, neboť anténa obsahuje magnety a je tudíž žádoucí, aby byla zároveň umístěna co nejdále. Kompromisem podle výrobce je ideálně vzdálenost jednoho metru. Nedodržení této vzdálenosti by však nemělo mít významný vliv a navíc vzdálenosti jednoho metru je poměrně bezproblémové na takovém letounu dosáhnout. Proto se volí umístění antény v zadní části letounu s přímou viditelností družic, která je rovněž požadována. Anténu lze pořídit současně s jednotkou i propojovacím kabelem.

Při výběru techniky, která bude řídit činnosti spojené se senzorem a servomotory, bylo uvažováno několik možností, a to již hotový vývojový kit, nebo jednotlivé součásti. S ohledem na celkovou náročnost práce s jednotlivými komponenty a problematikou programování na úrovni procesorů byly po dohodě se společností Advanced Navigation navrženy jako řídicí jednotky mikropočítač Raspberry Pi nebo Arduino Uno. Tyto desky

kombinují výkonný procesor spolu se všemi důležitými součástmi, které dohromady umožní řídit senzor. Velká výhoda je zde v jednoduchosti programování. Vývojový kit Arduino je sice značně pomalejší, umožňuje však již v základu PWM výstup (Pulse Width Modulation, *pulsně-šířková modulace*), který je používán pro ovládání většiny servomotorů. Tento Kit stojí okolo tisíce korun, nejedná se tedy o nijak zásadní zvýšení původně odhadnuté ceny. Na obr. 8.1 je zobrazena deska Arduino spolu se základními popisky. Tištěný spoj má rozměry zhruba 5x7 cm a hmotnost okolo 30 gramů.

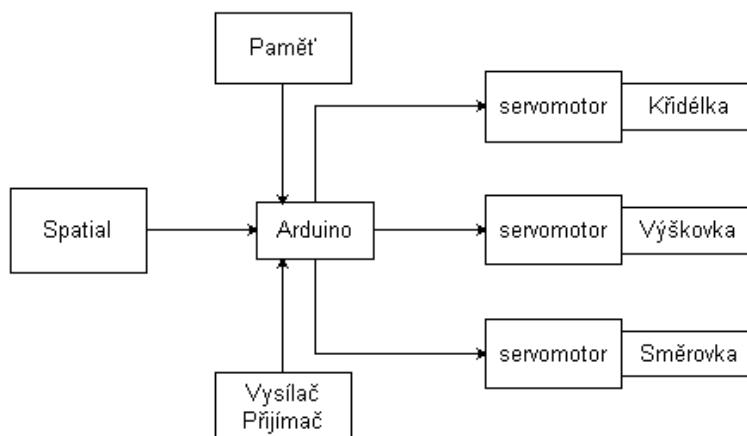


Obr. 8.1: Vývojová deska Arduino Uno [31]

Ze základního konceptu je vidět, že tato vývojová deska je založena na mikroprocesoru Atmega328, který je taktován na 16 MHz, k dispozici má paměť o velikosti 32 KB, přičemž další paměťové rozšíření nepředstavuje žádný problém. K dispozici je šestice analogových vstupů a celkem 16 digitálních vstupů, respektive výstupů, z nichž 6 je PWM. K dispozici je USB připojení k PC, ale procesor lze programovat i prostřednictvím ICSP (In-Circuit Serial Programming, *přímé programování*). K dispozici je rovněž sběrnice I²C (Inter-Integrated Circuit, *multimasterová sériová sběrnice*). Napájení desky je doporučeno na 7-12 V, což by nemělo být nijak omezující.

Použitím tohoto mikrokontroleru lze blokové schéma zjednodušit do podoby, kterou ukazuje obr. 8.2. Všechny důležité součástky jsou již prakticky obsaženy na této desce. Co se

týče periferních připojení, nelze přesně celkové propojení projektovat, protože nejsou k dispozici bližší specifikace.



Obr. 8.2: Zapojení Spatial-Arduino

Existuje více způsobů jak jednotky propojit, pravděpodobně nejjednodušším způsobem bude sériová komunikace skrze RS232, kterou jednotka Spatial standardně podporuje. Arduino přijímá a zároveň vysílá data skrze 2 piny Rx a Tx, které slouží právě pro sériovou komunikaci. Spolu s jednotkou Spatial je dodávána i knihovna pro komunikaci s vývojovými deskami Arduino.

Další výhodou této vývojové desky je existence již předprogramované knihovny „servo“, která usnadní konečnou práci s ovládáním servomotorů. Jelikož Arduino umožňuje až šest PWM výstupů, je možné z jedné desky ovládat až šest servomotorů.

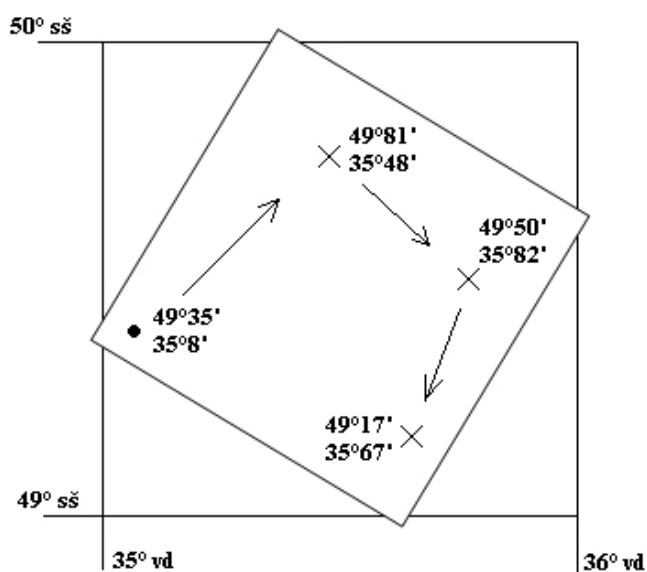
Samotné propojení je tedy velice jednoduché. Algoritmus dále počítá s využitím externí paměti kvůli jednoduššímu zavádění proměnných dat – tedy hlavně kontrolní body, či překážky (viz. kapitola 9). Vhodnou volbou by mohla být prakticky kterákoliv paměť typu EEPROM (Electrically Erasable Programmable Read Only Memory, *elektricky programovatelná paměť určená pouze ke čtení*). Vhodných pamětí existuje velmi rozsáhlá řada, jejich ceny se pohybují řádově maximálně do několika stokorun na našem trhu. Vzhledem k tomu, že potřebných dat bude velmi málo, stačí například 24C32 - sériová EEPROM paměť o velikosti 32 KB. Tuto paměť lze připojit k vývojové desce velmi jednoduše prostřednictvím pinů SCL (Serial CLock, *hodinový signál*) a SDA (Serial DATA, *datový signál*) sběrnice I²C.

S ohledem na další požadavky lze dále uvažovat o propojení s vysílačem, přijímačem, dalšími senzory a podobně. V tuto chvíli je však tato problematika pro nedostatek informací bezpředmětná, nicméně pro její řešení je na vývojovém kitu Arduino dostatek prostoru.

9 Autopilot

Procesor s inerciální jednotkou komunikuje pomocí paketů. Nejprve je vždy nutné, aby procesor vyslal požadavek na ten, který chce přečíst. To je paket č. 1, ve kterém je dána jednotce informace o typu, který má vyslat. V reakci na tento požadavek vyšle jednotka konkrétní paket s aktuálními daty, a sice „pozice v geodetických souřadnicích“. Procesor tyto údaje porovná s tím, čeho má být dosaženo.

Existuje jistě řada způsobů, jak provádět tento výpočet, přičemž se vzájemně liší složitostí definice obrazce a výpočtu. Dle mého názoru je nejjednodušší způsob zadat do paměti několik kontrolních bodů, kterými musí postupně letoun proletět. Tyto body mohou být například krajní body obrazce nebo jenom průběžné kontrolní body. Jelikož procesor pracuje s údaji v zemských souřadnicích, tedy ve stupních zeměpisné délky a šířky, budou i tyto body definovány v těchto souřadnicích. Obr. 9.1 vysvětluje princip použití navigačních informací pro regulaci polohy.



Obr. 9.1: Definice průzkumu pomocí kontrolních bodů

Celý obrazec je situován mezi 49° a 50° severní šířky a 35° a 36° východní délky. V obrazci je označena počáteční poloha letounu (puntík) a dále jsou definovány celkem 3 body, kterých musí letadlo postupně dosáhnout (označeny křížkem). Protože obrazec může být v praxi různě natočený a nemusí souhlasit přesně se severojižním směrem, je nutné provést drobný výpočet, abychom udrželi letoun na trati směřující přímo k následujícímu kontrolnímu bodu. Tento algoritmus bude založen na trochu jiném přístupu než ten, který byl uveden dříve. Zde se uvažuje série přesně definovaných bodů v prostoru, které pokud budou proletěny, budou společně určovat průzkumný obrazec. Do algoritmu tedy vstoupilo jistě

zjednodušení, kdy není nutné, aby letadlo udržovalo přesný a symetrický paralelní obrazec, jako tomu bylo předtím, ale je možné, aby letělo po různě rozmístěných bodech a mohla být tedy optimalizována průzkumná trasa. Tento algoritmus se již více podobá principům skutečného autopilota ve velkých dopravních letadlech. I zde jsou totiž definovány průletové body, kterých se letadlo snaží dosáhnout.

Výpočet bude uskutečněn následujícím způsobem. V úvahu přichází nejprve počáteční bod a první kontrolní bod. Při vytvoření rozdílu odpovídajících souřadnic lze říci, že letoun musí překonat 46 minut zeměpisné šířky a 40 minut zeměpisné délky, (uvažuje se, že směr sever a směr východ znamenají kladný přírůstek). To znamená, že s ohledem na vzájemný poměr pracovní frekvence procesoru a rychlosti letu, potažmo rychlosti změny zeměpisné šířky a délky, (což lze teoreticky velmi špatně odhadnout), musí letoun udržovat konstantní diferenci mezi dvěma následujícími měřeními polohy, která bude v takovém poměru, jako je poměr mezi rozdíly v souřadnicích mezi kontrolními body. Laicky řečeno, letí-li letoun z uvedeného počátečního bodu do prvního kontrolního bodu, je potřeba zajistit, aby poměr mezi každou diferencí v měření zeměpisné šířky a příslušnou diferencí v měření zeměpisné délky odpovídal poměru 46:40. Tedy například dvě po sobě následující měření musí vykazat hodnoty zaprvé 49°36'32"šš 35°9'20"vd a zadruhé 49°37'18"šš 35°10'vd tak, aby byl udržen potřebný rozdíl v požadovaném poměru. Mezi dalšími dvěma body by byl poměr - 31:34 a mezi posledními dvěma body -33:-15. Výpočet by se dal zobecnit například takto:

$$\frac{\Delta lat}{\Delta lon} = \frac{B_{lat} - A_{lat}}{B_{lon} - A_{lon}} \quad (8.01)$$

kde:

Δlat rozdíl zeměpisné šířky mezi koncovým a aktuálním bodem [°]

Δlon rozdíl zeměpisné délky mezi koncovým a aktuálním bodem [°]

B_{lat} zeměpisná šířka v druhém měření [°]

A_{lat} zeměpisná šířka v prvním měření [°]

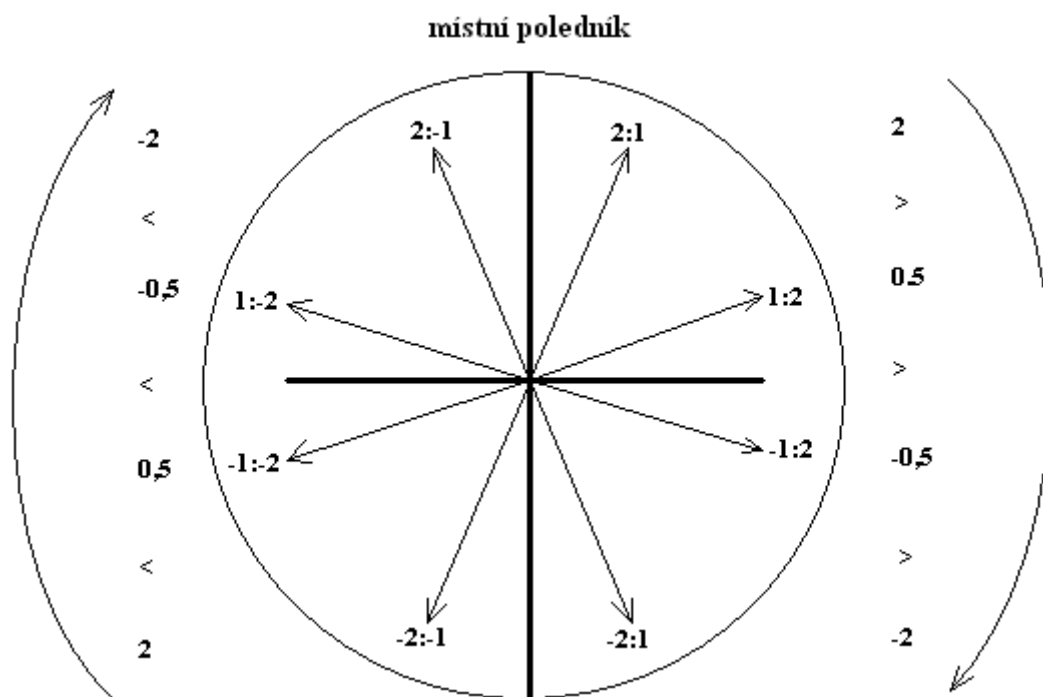
B_{lon} zeměpisná délka v druhém měření [°]

A_{lon} zeměpisná délka v prvním měření [°]

Je potřeba zajistit, aby se zeměpisné souřadnice měnily konstantní rychlostí ve vzájemném poměru tak, aby letoun letěl přímo na další bod. Teoreticky by bylo možné definovat, že za daný okamžik se musí hodnota souřadnice změnit o určitý úhel a vyvarovat se tak nutnosti porovnávat hodnoty ve vzájemném poměru, v praxi však není jednoduché

odhadnout, o jaký úhel se letoun musí posunout mezi dvěma měřeními. Navíc je tento fakt dále ovlivňován vnějšími vlivy jako například větrem, či prostým tahem motoru. Z toho důvodu je potřeba porovnávat údaje ve vzájemné souvislosti.

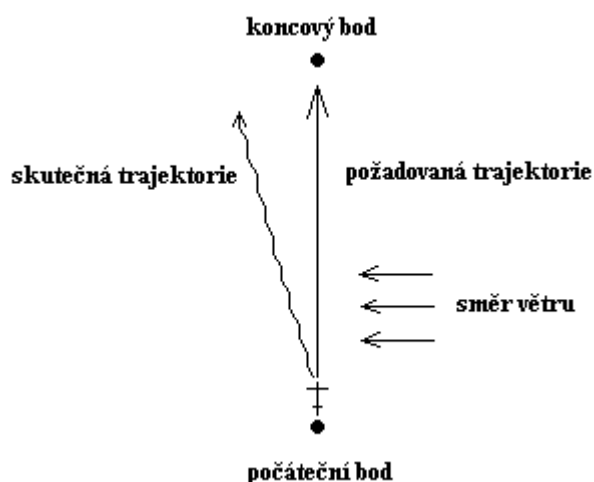
Jestliže se hodnota aktuálně zjištěného poměru bude odchylovat, procesor vytvoří odchylku následujícím způsobem. Bude-li poměr $\frac{\Delta lat}{\Delta lon} > \frac{B_{lat}-A_{lat}}{B_{lon}-A_{lon}}$, pak letoun točí příliš doleva a je potřeba vytvořit odchylku křidélek směrem doprava, naopak, bude-li poměr $\frac{\Delta lat}{\Delta lon} < \frac{B_{lat}-A_{lat}}{B_{lon}-A_{lon}}$, pak letí letoun příliš doprava od přímé trajektorie a bude regulován směrem doleva. Tyto nerovnice jsou obecně platné pro jakékoliv natočení letounu mezi jednotlivými body a rozhodnutí bude tedy stejné v průběhu celého algoritmu. Výpočet naráží na jedinou skutečnost, a sice nerovnice nejsou platné, je-li pro regulaci nutný přechod přes místní poledník, tj. moment, kdy se mění difference zeměpisné délky z kladné na zápornou, nebo naopak. Z toho plynou dvě zásadní skutečnosti. Regulaci není vhodné provádět ve směru velmi blízkém směru poledníku, jelikož tohle by mohlo vést k otočení letounu do úplně opačného směru, kde by se pravděpodobně i stabilizoval. Tento problém však bude vyřešen v podkapitole 8.1. Za druhé je potom potřeba definovat postup, jakým letoun naletí směr na další bod poté, co přeletěl bod předchozí, přičemž by měl přejít právě nulový směr poledníku. Toho lze v praxi dosáhnout jedinečně tím, že bude donucen zatočit do přibližného směru ještě předtím, než dojde k samotné regulaci a kontrole správnosti trajektorie. Obecně lze tedy definovat předběžný postup, kterým se bude algoritmus řídit. Za prvé bude potřeba natočit letoun do přibližného směru dalšího kontrolního bodu – přinejmenším vytočit letoun na východ nebo na západ a poté regulovat jeho směr pomocí uvedených nerovnic. Vysvětlení je zobrazeno na obr. 9.2, kde jsou vyobrazeny všechny základní možnosti směru letu letounu. Je vidět, že správnost postupu je rozdělena právě místním poledníkem. Na obou stranách platí, že poměr otočený více vlevo je větší, a tedy nutné regulovat směrem doprava.



Obr. 9.2: Růžice přechodů mezi směry letu

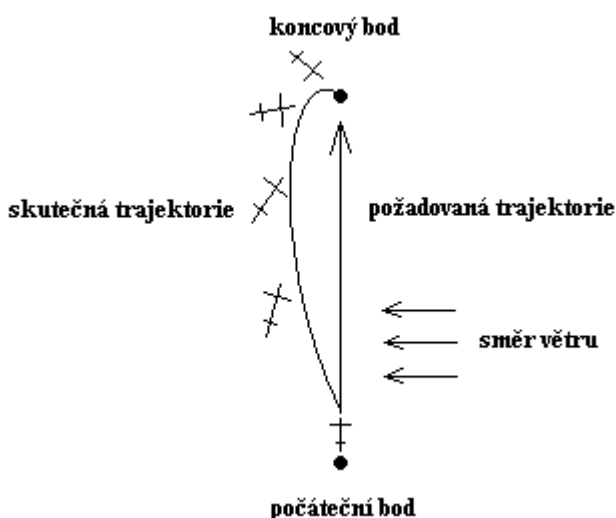
V předkládaném principu algoritmu je výhodné, že velikost rozdílu mezi dvěma poměry proporcionálně udává velikost odchylky od chtěné trati. Z toho vyplývá výhoda oproti předchozímu algoritmu, který neumožňoval sofistikovaně odhadnout potřebnou velikost výchylky křidélek, respektive směrovky, aby bylo co nejlépe dosaženo chtěného směru. Zde je možno přizpůsobit velikost výchylky v závislosti na rozdílu poměrů. Tuto skutečnou závislost lze teoreticky velmi těžko odhadnout, neboť záleží na velkém množství faktorů, které bude potřeba získat praktickými testy. Největší problém prozatím představuje odhad reakce letounu na konkrétní velikost výchylky kormidel.

Z principu regulace vyplývá ještě jeden důležitý fakt. Jsou v zásadě dvě možnosti, jak hodnotit přístup k definování trati. Za prvé je možno vzít v úvahu konstantní definici směru na základě rozdílu souřadnic počátečního a koncového bodu – tedy směr zůstane konstantní a letoun jej bude dodržovat. Tento způsob ovšem naráží na poměrně problematickou skutečnost. Pokud by letadlo čelilo silnému snosu větrem, regulátor by nemusel být schopen udržet trať, která směřuje do konečného bodu. Protože poměr definuje v zásadě směr, nikoli bod, je pravděpodobné, že regulátor by měl tendenci udržovat rovnoběžný směr, který by však ve spojení s větrem vedl spíše k trati rozbíhající se s požadovaným směrem, jak ukazuje obr. 9.3, který celou situaci záměrně trochu přehání. Proto je tento způsob poměrně nevýhodný, neboť existuje možnost, že letoun nedosáhne požadovaného bodu nikdy.



Obr. 9.3: Trajektorie letounu při silném větru a konstantním určením směrníku

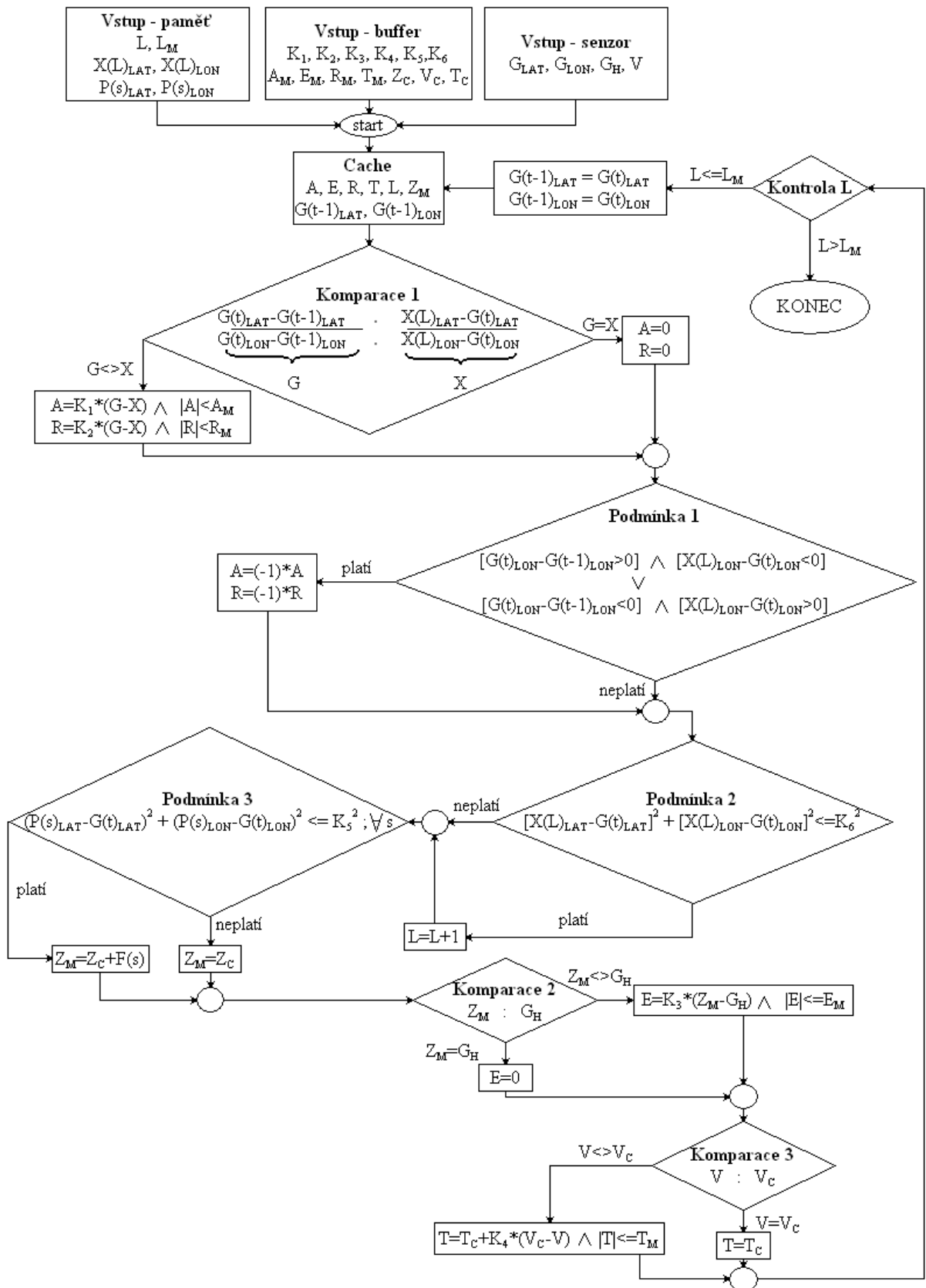
Oproti tomu druhý způsob počítá s proměnlivým směrem v závislosti na aktuální poloze letounu – tedy požadovaný poměr se mění v průběhu času. Tento způsob je výhodnější, jelikož umožňuje dosáhnout bodu i při silném větru, na druhou stranu ani tak není schopen snos větru úplně eliminovat a celková trať se tudíž mírně odchýlí od požadované ideální trati. Dokáže se však se snosem poměrně snadno vyrovnat, jak ukazuje obr. 9.4.



Obr. 9.4: Nálet na kontrolní bod při požití proměnlivého směrníku

Kresba je opět záměrně přehnaná pro zjednodušení celkové představy. Princip vlivu snosu je obecně známý a velmi podobný při navigaci, např. na radiomaják NDB (Non-Directional Beacon, všesměrový radiomaják).

Následuje finální podoba rozhodovacího mechanismu (obr. 9.5), který bude eventuálně vložen do paměti procesoru tak, aby reguloval let letadla dle požadavků definovaných externě na základě skutečných údajů, které budou určovat způsob, jakým má být letadlo navigováno.



Obr. 9.5: Schéma autopilota

Základní principy výpočtu polohy a navedení letounu do požadovaného směru již byly nastíněny. Uvedený algoritmus si klade za cíl postihnout co nejobsáhleji celou problematiku tak, aby vykazoval funkčnost a celkovou použitelnost v oblasti přinejmenším České republiky. Je vhodné si uvědomit, že výpočty jsou postaveny pouze do směru severní šířky a východní délky a samotný přechod přes Greenwichský nulový poledník a přes rovník by s sebou přinesly nutnost úpravy ve výpočtu, jelikož se zde opět mění znaménka u aktuálních souřadnic. Tato problematika však tvoří pouze další subalgoritmus, který by byl vložen před samotnou regulaci. V našich podmínkách se však jedná o zbytečné zkomplikování algoritmu.

Vstup autopilota je rozdělen na tři části podle povahy uložených údajů. V **externí paměti** se nacházejí údaje, které jsou různé pro každý let. Především data, která omezují prohledávaný prostor, v tomto případě souřadnice kontrolních bodů, potažmo jejich množství vůbec.

Buffer shromažďuje data, která jsou pro každý let prakticky totožná, lze je měnit ve výjimečných případech, například na základě změny konstrukčních vlastností letounu. Tyto data definují především konstanty plynoucí z fyzikálních vlastností letounu. Především se jedná o velikosti výchylek kormidel, případně hodnoty plynoucí z výbavy letounu – například cestovní výška a rychlost, které plynou z konstrukce letounu. Jsou však také omezeny vlastnostmi senzorového vybavení letounu, a tedy hlavně požadovanou výškou snímání (pro zaručení optimální šířky pásma) a také rychlostí snímání. Tyto údaje jsou přímou součástí regulačního programu a jako takové se nacházejí přímo v paměti Arduina.

Senzory, v tomto případě INS jednotka, poskytují na základě požadavku údaje o poloze (zeměpisná šířka a délka, výška a rychlost vůči zemi), které jsou posléze použity k dalším výpočtům a srovnáním.

Pro zjednodušení jsou zde všechny údaje shromažďovány do speciální knihovny (**Cache**), která slouží především k ukládání a poskytování aktuálních hodnot proměnných, které jsou využity v průběhu výpočtu polohy a požadovaného směru. Nejdůležitější proměnné jsou hodnoty aktuální polohy z předchozího cyklu algoritmu, ze kterých se odvozují parametry jako výchylka kormidel, současná požadovaná výška, či pořadí kontrolního bodu.

Algoritmus je složen ze série rozhodnutí a z jejich výsledků plynoucích zápisů a čtení jednotlivých dat z paměti. Komparace představují porovnání velikostí dvou konkrétních hodnot, které jsou vypočteny ze vzorců naznačených v diagramu. Podmínky určují platnost či neplatnost uvedených výrazů. Na základě výsledků komparací a podmínek jsou na konci

každého cyklu aktualizovány všechny proměnné, které tvoří vstup dalšího cyklu a zároveň vstup do akčních členů za účelem ovládání letounu.

Vysvětlení jednotlivých konstant a proměnných použitých v algoritmu:

Paměť

- L – pořadí kontrolního bodu
- L_M – počet kontrolních bodů
- $X(L)_{LAT}$ – zeměpisná šířka kontrolního bodu
- $X(L)_{LON}$ – zeměpisná délka kontrolního bodu
- $P(s)_{LAT}$ – zeměpisná šířka překážky
- $P(s)_{LON}$ – zeměpisná délka překážky

Buffer

- K_1 – konstanta ovlivňující výchylku křídélka
- K_2 – konstanta ovlivňující výchylku směrovky
- K_3 – konstanta ovlivňující výchylku výškovky
- K_4 – konstanta ovlivňující tah
- K_5 – poloměr okolo překážky
- K_6 – přípustná odchylka v dosažení kontrolního bodu
- A_M – maximální výchylka křidélek
- E_M – maximální výchylka výškovky
- R_M – maximální výchylka směrovky
- T_M – maximální tah
- Z_C – cestovní výška
- V_C – cestovní rychlost
- T_C – cestovní tah

Senzor

- G_{LAT} – aktuální zeměpisná šířka
- G_{LON} – aktuální zeměpisná délka
- G_H – aktuální výška
- V – aktuální rychlost

Cache

- A – aktuální výchylka křidélek
- E – aktuální výchylka výškovky
- R – aktuální výchylka směrovky
- T – aktuální velikost tahu
- L – aktuální kontrolní bod
- Z_M – aktuální udržovaná výška
- $G(t-1)_{LAT}$ – zeměpisná šířka v předchozím cyklu algoritmu
- $G(t-1)_{LON}$ – zeměpisná délka v předchozím cyklu algoritmu

9.1 Princip algoritmu

Oproti dříve uvedenému algoritmu je cyklus celkově jednodušší. Nemusí zde být uvedena část počátečního stoupání letounu, jelikož udržování letěné výšky zde definuje velikost výchylky výškovky na základě rozdílu současné výšky a požadované výšky, proto bude letoun stoupat do cestovní výšky poměrně rychle. Zjednodušení je také dáno eliminací otočných manévru, které jsou nahrazeny samotnou regulací pro udržení požadovaného směru. Algoritmus také neřeší samotný start letounu, předpokládá se například vyhození, či ruční start ze země s aktivací cyklu po několika sekundách. Postup je následující:

- 1) Samotný princip začíná ve společné paměti, do které se načtou všechna potřebná data.
- 2) V **komparaci 1** je rozhodováno o udržování požadované trati v horizontálním smyslu (tedy zejména se zde řeší snos větru). Jsou zde porovnány hodnoty:

- Poměr rozdílu souřadnic současné a předchozí polohy (**G**).
- Poměr rozdílu souřadnic následujícího kontrolního bodu a současné polohy (**X**).

Je-li **G** větší, pak musí letoun točit směrem doprava, (proto jsou v tomto případě hodnoty **A**, **R** kladné). Je-li **G** menší, bude letoun točit doleva a v případě rovnosti je letoun na požadované trati. Velikost odchylky je dána velikostí rozdílu **G-X** a konstantami úměrnosti **K₁** a **K₂**, které vyplynou z praktických testů. Je potřeba zajistit, že hodnota proměnné nepřekročí maximální hodnotu (**A_M** a **R_M**), aby nemohlo dojít k mechanickému poškození letounu.

- 3) V **podmínce 1** dochází ke kontrole přechodu přes místní poledník, kde se mění znaménko a regulace by nabrala opačný směr. Díky této podmínce je možné provádět lety i ve směru blízkém místnímu poledníku, čímž je eliminována celkem podstatná nevýhoda algoritmu. Mění se zde znaménko u výchylky křidélek a směrovky, pokud mají dříve naznačené rozdíly v měření zeměpisné délky vzájemně opačné znaménka.
- 4) **Podmínka 2** kontroluje, zda bylo dosaženo kontrolního bodu. Jelikož nelze zaručit, že letoun proletí kontrolní bod zcela přesně, je kolem něj vytvořen pomyslný kruh. V případě, že letoun dosáhne tohoto kruhu, načte se v příštím cyklu automaticky následující kontrolní bod. Velikost kruhu, a tedy přesnost dosažení bodu, zde ovlivňuje konstanta **K₆**.
- 5) **Podmínka 3** je podobná předchozí, avšak s tím rozdílem, že zjišťuje, zda-li se letoun nenachází v blízkosti výškové překážky, kterou musí nadletět. Tato podmínka zajistí, že naletí-li letoun do pomyslného kruhu okolo překážky, (tento je definován konstantou **K₅**), vystoupá do vyšší letové výšky, která je určena přírůstkem **F(s)**. Tato podmínka je důležitá z hlediska bezpečnosti a zaručí, že letoun nenarazí do země, pokud budou do

paměti správně zaneseny tyto překážky. Obecně se nepředpokládá let v hornatém terénu, jelikož scanování takových oblastí je problematické, takže této podmínky lze využít v případě jednotlivých překážek, případně ji lze vypustit úplně, pokud bude letoun létat v dostatečné výšce.

- 6) **Komparace 2** porovnává skutečnou a požadovanou výšku letu a v případě potřeby vytváří odchylku na výškovce. Princip je velmi podobný první komparaci.
- 7) **Komparace 3** porovnává rychlost letu, podobně jako v předchozím případě. Zde je rychlost regulována velikostí tahu. Na rozdíl od kormidel neustále existuje určitý kladný tah takový, aby letoun udržoval rychlost blízkou konstantní, proto je proměnná řešena jako přírůstek k tomuto cestovnímu tahu.
- 8) Poslední kontrolní částí celého cyklu je **kontrola L** na ukončení celého algoritmu. Kontroluje se dosažení posledního kontrolního bodu. V případě, že je ho dosaženo, bude zahájeno přistání, případně návrat do počáteční polohy, či podobné ukončení letu.
- 9) V závěru algoritmu jsou definovány proměnné $G(t-1)_{LAT}$ a $G(t-1)_{LON}$, které v tomto okamžiku nabývají dosavadních hodnot $G(t)_{LAT}$ a $G(t)_{LON}$, které jsou vzápětí znovu načteny ze senzoru. Tímto způsobem jsou získávány údaje o poloze v předchozím cyklu. V inicializační fázi, kdy nelze načíst hodnotu polohy z předchozího cyklu, by bylo zřejmě nejvhodnější zvolit aktuální polohu ze senzoru a nechat letoun letět. V následujícím cyklu se informace přiřadí správně.

Je velmi těžké posoudit, jak citlivý celý algoritmus bude. Vzhledem k tomu, že výpočty nejsou nijak náročné, mělo by být jeho zpracování velmi rychlé, což znamená velmi malou změnu polohy mezi dvěma sousedními cykly. Nelze předem přesně stanovit omezení navrženého algoritmu, ale největší význam mají:

- Rychlost mikroprocesoru – celková doba zpracování výpočtu by mohla být příliš velká, a tedy může dojít k nepřesné a málo plynulé regulaci.
- Citlivost senzoru – teoreticky je možné, že v době zpracování jednoho cyklu bude změna v poloze tak malá, že ji senzor nezaregistruje. V tomto případě bude algoritmus probíhat vícenásobně při stejných hodnotách. Tento problém by mohl vyústit v „přeregulování“ celého letounu, poněvadž donutí letoun prudce zatočit v případě, že dvakrát po sobě dojde k odečtení stejných polohových údajů: tedy $G(t) = G(t-1)$. V takovém případě by byla hodnota výrazu „G“ v komparaci 1 rovna nule, a tedy podstatně jiné hodnotě než hodnotě „X“, což by mělo za následek vznik velkých výchylek na kormidlech.

Tento autopilot představuje konečné řešení celého problému regulace letounu na základě výstupu z jednotky INS/GPS, která byla navržena v předchozích kapitolách. Tento teoretický model má za cíl obsáhnout pokud možno všechny situace, které mohou nastat v průběhu letu a soustředí se hlavně na udržení letounu na požadované trati. Bez konkrétnějších znalostí samotné výbavy (přehledové senzory, rádiovýškoměr apod.) lze velmi těžko navrhnout systém vysílání údajů, systém detailního průzkumu a podobně. Rovněž bez konkrétních mechanických vlastností nelze odhadnout konstanty navrhnuté v tomto algoritmu.

Samotné vyladění musí probíhat samozřejmě společně s konkrétním modelem, ale z teoretického hlediska je model plně funkční.

10 Zhodnocení vybraného produktu

Navrhovaný systém se skládá z následujících částí:

- Jednotka Spatial
- Vývojová deska Arduino Uno
- GNSS anténa s kabelem
- Přídavná paměť 24C32 EEPROM
- Sériové propojení Spatial – Arduino

Co se týče periferních zařízení, jako například vysílač, přijímač, externí paměť, komunikační periferie, servomotory, zdroj a podobně, nebylo v rámci této diplomové práce možné navrhnout tak komplexní systém, a ani to nebylo jejím cílem. Navrhovalo se zde pouze jádro coby zdroj informací. K periferním zařízením ostatně není dostatek podkladů.

Vybrané vlastnosti systému jsou následující. Hmotnost celé jednotky je okolo 80-90 gramů. Tato hmotnost je mimo jiné závislá na velikosti letounu, od které se odvíjí délky propojovacích vodičů. V případě potřeby by bylo možné nahradit desku Arduino Uno jednoduše za některou menší verzi desky. Ty jsou cenově dražší, proto nebyly zahrnuty. Hmotnost 90 gramů však není mnoho.

Systém je schopen pracovat bez problémů při napětí mezi 7-17 V. To je dále možno snížit při použití regulovaného napětí o hodnotě 5 V. Spotřeba senzoru je typicky 500 mW a spotřeba vývojové desky je také okolo 500 mW v závislosti na dalších perifériích. Dá se tedy říci, že spotřeba systému bude v průměru okolo 1 wattu při 7 voltech. Rozměry základních částí systému jsou zhruba 30x36x20 mm a 70x55x10 mm, přičemž tyto dvě základní části nemusí být nutně u sebe.

Algoritmus lze naprogramovat ve vývojovém prostředí IDE, které je svým formátem velmi podobné jazyku C/C++.

11 Zhodnocení cílů

Ačkoliv se zprvu jevila možnost implementace inerciální navigace jako schůdná, bližší prozkoumání ukázalo, že v daných podmínkách, které jsou omezeny především hmotnostně, ale také cenově, nelze vytvořit vhodný systém pouze za pomoci INS. Na základě nově zjištěných skutečností byl navrhovaný systém mírně upraven a navrhnout jako dvojitý s pomocí aktualizace údajů z GNSS. Ačkoliv současná legislativa neumožňuje spolehnout se pouze na data z GPS, která tvoří podstatnou část aktualizace údajů v této navigační jednotce, a navíc by bylo poměrně problematické dokazovat udržitelnou přesnost navigace při jejím výpadku, jeví se v zásadě jako jediná schůdná možnost. Budoucnost a udržitelnost tohoto systému spočívá v kompatibilitě se všemi hlavními, prozatím dostupnými, respektive plánovanými družicovými systémy, ať už Galileo nebo GLONASS, čímž je zajištěna určitá nadčasovost projektovaného systému.

Ostatně kombinace s družicemi je koneckonců jediné schůdné řešení. Mezi dalšími řešeními se nabízí aktualizace polohy pomocí přijímačů signálů z VOR nebo DME. Tyto systémy však přinášejí relativně drahé vybavení při ne úplně významném navýšení přesnosti a rovněž příjem daných signálů v nízkých hladinách je poměrně nestabilní, a proto není tato možnost uvažována vůbec.

Po důkladné analýze trhu a komunikaci s výrobcí byla vybrána jednotka Spatial, která spolu s procesorem tvoří mozek celé navigační soustavy. Navigační výkonnost tohoto systému je relativně vysoká, navíc za přijatelnou cenu. V práci bylo navrženo konečné řešení celého navigačního bloku a popsán jeho funkční princip.

Za stěžejní část považuji vytvoření rozhodovacího postupu, který sám o sobě tvoří hlavní funkční část celého systému, a bez kterého by nemohl být celý navigační systém nikdy zkompletován. Celý mechanismus je směřován do podoby jakéhosi primitivního autopilota, který má za cíl oprostít letoun od nutnosti vnějšího zásahu při běžném, předem známém provozu.

12 Závěr

Tato práce představuje jakýsi prvopočátek v konstrukci navigačního ústrojí pro navrhovaný bezpilotní letoun. Navržený algoritmus je svou povahou vhodný také pro kvadrokoptér. Konečným cílem je, aby bylo možné při případném pátrání označit místo nálezů velmi jednoznačně a univerzálně, čehož lze dosáhnout pouze za pomoci zeměpisných souřadnic. Z tohoto důvodu bylo nakonec přistoupeno k výběru jednotky Spatial od firmy Advanced navigation. Samotná jednotka produkuje pouze data o poloze, proto musí být vhodným způsobem propojena s řídicí jednotkou. S ohledem na cenu a jednoduchost byla zvolena italská deska Arduino Uno s procesorem ATmega.

Společně jsou tyto prvky navrženy a propojeny tak, aby vytvořily soustavu schopnou samostatného vedení letounu po předem definované trati. Model je však rozpracován pouze teoreticky, jelikož praktické součástky prozatím nejsou k dispozici.

Protože projekt se skládá z řady dílčích projektů a zahrnuje více systémů, ke kterým prozatím nejsou k dispozici dostatečné informace, není celé zapojení zpracováno tak, jak by mohlo být. Bylo rozpracováno minimální zapojení s možností dalších budoucích rozšíření. Ačkoliv se jedná o širokou problematiku, ve které bude mimo jiné zapotřebí i značných znalostí z oblasti programování a ladění programů či tvorby a posuzování simulačních modelů, pevně věřím, že chtěného výsledku je možno na konci dosáhnout.

13 Seznam použitých zdrojů

Publikace:

- [1] VOSECKÝ, S a kol. *Základy leteckých navigačních zařízení*. Brno: Vojenská akademie. 1988.
- [2] DUDA, T. *Letecké přístroje II*. Brno: Vojenská akademie. 1968.
- [3] VOLNER, R. *Digitální technologie – elektronické přístrojové systémy*. Ostrava: VŠB-TU Ostrava. 2007. ISBN 978-80-248-1640-1

Internetové zdroje:

- [4] CRITTENDEN, J., EVANS, P. *MEMS Inertial Navigation System* [online]. 2008-5-8 [cit. 2012-12-10]. Dostupné z WWW: <https://courses.cit.cornell.edu/eceprojectsland/STUDENTPROJ/2007to2008/pae26_jsc59/final.pdf>
- [5] WOODMAN, O. *An introduction to inertial navigation* [online]. 2007-8 [cit. 2012-12-10]. Dostupné z WWW: <<http://www.cl.cam.ac.uk/techreports/UCAM-CL-TR-696.pdf>>
- [6] *Inertial Navigation System* [online]. 2012-12-27 [cit. 2012-12-29]. Dostupné z WWW: <http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_navigation_system>
- [7] ČIŽMÁR, J. *Současnost a budoucnost inerciálních MEMS Senzorů* [online]. 2011-10-20 [cit. 2012-12-27]. Dostupné z WWW: <<http://www.roznovskastredni.cz/dwnl/pel2011/06/cizmar.pdf>>
- [8] CHRISTENSEN, J., FOGH, N. *Inertial Navigation System* [online]. 2008-6-4 [cit. 2012-12-29]. Dostupné z WWW: <http://www.control.aau.dk/uav/reports/08gr1030a/08gr1030a_student_report.pdf>
- [9] ANDREJAŠIČ, M. *MEMS Accelerometers* [online]. 2008-3 [cit. 2012-12-29]. Dostupné z WWW: <http://mafija.fmf.uni-lj.si/seminar/files/2007_2008/MEMS_accelerometers-koncna.pdf>
- [10] BURG, A. *MEMS Gyroscopes and their application* [online]. 2004-12-4 [cit. 2012-12-27]. Dostupné z WWW: <<http://clifton.mech.northwestern.edu/~me381/project/done/Gyroscope.pdf>>
- [11] *Gyro and inertial sensing solutions*. [cit. 2012-12-27] Dostupné z WWW: <<http://www.watson-gyro.com>>
- [12] *Yost Engineering, Inc.* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.yostengineering.com/>>
- [13] *Goodrich*. [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.goodrich.com/Goodrich>>

- [14] *Gladiator Technologies – High Performance MEMS Inertial Systems & Sensors*. [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.gladiatortechologies.com/>>
- [15] *InterSense. Precision Motion Tracking Solutions*. [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.gladiatortechologies.com/>>
- [16] *Advanced Navigation* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.advancednavigation.com.au/>>
- [17] *VectorNav: Orientation Sensors* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.vectornav.com/>>
- [18] *Xsens: 3D Motion Tracking* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.xsens.com/>>
- [19] *Memsense* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://memsense.com/>>
- [20] *Analog Devices* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.analog.com/en/index.html>>
- [21] *SBG Systems* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.sbg-systems.com/>>
- [22] *CH Robotics* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.chrobotics.com/>>
- [23] *Mobile Satellite, Guidance and Stabilization Systems* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.kvh.com/>>
- [24] *Honeywell* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://honeywell.com/Pages/Home.aspx>>
- [25] *The Leader of Quartz MEMS systems* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.systron.com/>>
- [26] *Northrop Grumman Corporation* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.northropgrumman.com/>>
- [27] *Inertial Science* [cit. 2012-12-8]. Dostupné z WWW: <<http://www.inertialscience.com/>>
- [28] *Arduino* [cit. 2013-3-20]. Dostupné z WWW: <<http://www.arduino.cc/>>
- [29] *Arduino* [cit. 2013-3-20]. Dostupné z WWW: <<http://www.roboti4fan.cz/arduino>>
- [30] *Arduino Uno* [cit. 2013-3-20]. Dostupné z WWW: <<http://bc.onlineschool.ca/samples/ROBO11/lesson5/images/ArduinoUnoFront-b.jpg>>
- [31] *Electronics : Microprocesors* [cit. 2013-4-7]. Dostupné z WWW: <<http://www.gammon.com.au/forum/?id=11473>>